



UNIVERSIDADE DO VALE DO TAQUARI – UNIVATES

CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**APROXIMAÇÃO NUMÉRICA DE UM ESTUDO EXPERIMENTAL DA  
NASA APLICADA AO AEROFÓLIO NACA 65<sub>(2)</sub>-415 COM FLAPES  
PLANOS**

Leonardo Roni Matte

Lajeado, novembro de 2019.

Leonardo Roni Matte

**APROXIMAÇÃO NUMÉRICA DE UM ESTUDO EXPERIMENTAL DA  
NASA APLICADA AO AEROFÓLIO NACA 65<sub>(2)</sub>-415 COM FLAPES  
PLANOS**

Etapa II do Trabalho de Conclusão de Curso apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica, da Universidade do Vale do Taquari UNIVATES, como parte da exigência para a obtenção do título de Engenheiro Mecânico.

Orientador: Prof. Dr. Lober Hermany

Lajeado, novembro de 2019.

## RESUMO

No projeto de aeronaves, o desenvolvimento de dispositivos hypersustentadores eficientes permitem operações de pousos e decolagens mais seguras, sem comprometer o desempenho em voo de cruzeiro. Esses sistemas têm o objetivo de aumentar a eficiência do aerofólio, sendo seu estudo desenvolvido de forma puramente prática durante muitos anos, por meio dos túneis de vento. Esse cenário mudou após o surgimento dos computadores, que têm seu poder de processamento utilizado para o cálculo das equações envolvidas. O estudo numérico de escoamentos sobre aerofólios permite aos engenheiros economizar tempo e investimentos na obtenção de informações essenciais para o projeto de aeronaves, turbinas e outros equipamentos. Neste contexto, o presente trabalho traz uma análise computacional do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>-415 com a utilização de flapes. Se trata de uma reprodução computacional parcial de um estudo prático em túnel de vento realizado pela NASA em 1950. É uma análise bidimensional do aerofólio, gerando os coeficientes de sustentação e de arrasto conforme varia-se o parâmetro de ângulo de ataque. Inicialmente é feita a validação do modelo por meio do trabalho de Obeid *et. al.*(2017), onde o perfil NACA 0015 é simulado pelo mesmo software adotando modelos de turbulência na análise. Além disso, é realizado o teste de qualidade de malha para evitar possíveis variações no resultado final que estejam ligadas à discretização do problema. Depois, são plotadas as coordenadas do aerofólio estudado em software CAD e importadas para o ANSYS *Fluent*, configuradas as condições simplificadas de escoamento, que são regime permanente, incompressível e isotérmico. São escolhidos 4 combinações de ângulo de ataque para os 55° de deflexão de flape analisados. A comparação entre os coeficientes obtidos nas situações escolhidas e os resultados da NASA apresentam uma boa aproximação próximo ao ângulo de estol (desvio de 1,1%) , e mesmo que alguns pontos mostrem variações maiores, o comportamento da curva é semelhante, mostrando relevância à esta aproximação simplificada.

**Palavras-chave:** Dispositivos hypersustentadores. Sustentação. Arrasto. Modelo de turbulência. Simulação.

## ABSTRACT

In aircraft design, the development of efficient high lift devices enables safer landing and takeoff operations without compromising cruise performance. These systems aim to increase the efficiency of the airfoil, and their study has been developed purely for many years through wind tunnels. This scenario changed after the emergence of computers, which have their processing power used to calculate the equations involved. The numerical study of airfoil flows allows engineers to save time and investment in obtaining critical information for aircraft, turbine and other equipment design. In this context, the present work presents a computational analysis of the NACA 65 (2) -415 airfoil with the use of flaps. This is a partial computational reproduction of a practical wind tunnel study conducted by NASA in 1950. It is a two-dimensional analysis of the airfoil, generating the lift and drag coefficients as the angle of attack parameter varies. Initially, the model is validated by Obeid *et al.* (2017), where the NACA 0015 profile is simulated by the same software adopting turbulence models in the analysis. In addition, the mesh quality test is performed to avoid possible variations in the final result that are linked to the problem discretization. Then, the coordinates of the aerofoil studied in CAD software were plotted and imported into ANSYS Fluent, configuring the simplified flow conditions, which are permanent, incompressible and isothermal regime. Four angle of attack combinations were chosen for the 55 ° flap deflection analyzed. The comparison between the coefficients obtained in the chosen situations and the NASA results presents a good approximation close to the stall angle (1.1% deviation), and even if some points show larger variations, the behavior of the curve is similar, showing relevance to this simplified approach.

**Keywords:** High-lift devices. Lift. Drag. Turbulence model. Simulation.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Documento original do estudo realizado pela NASA em 1950.....	<b>Erro! Indicador não definido.</b>
Figura 2- Modelo de asa construída pela NASA. ....	<b>Erro! Indicador não definido.</b>
Figura 3- Curvas de $C_L$ em função do Ataque para $55^\circ$ de flape.....	17
Figura 4 - Comportamento do fluido devido ao cisalhamento .....	19
Figura 5 - Tensão normal e tensão cisalhante .....	20
Figura 6- Gradiente de velocidades e surgimento das tensões cisalhantes.....	21
Figura 7- Camada limite sobre placa plana.....	26
Figura 8- Escoamento sobre uma asa .....	28
Figura 9 - Tubo de Venturi .....	28
Figura 10 - Pressão e tensão de cisalhamento no aerofólio .....	29
Figura 11 - Forças aerodinâmicas resultantes .....	29
Figura 12 - $C_L$ vs $\alpha$ para o perfil NACA 65 <sub>(2)</sub> -415.....	31
Figura 13 - $C_D$ vs $\alpha$ para o perfil NACA 65 <sub>(2)</sub> -415 .....	31
Figura 14 - Forças aerodinâmicas e momento atuante no aerofólio .....	32
Figura 15 - Componentes principais das aeronaves .....	33
Figura 16 - O <i>spinner</i> é fixado na frente das hélices .....	33
Figura 17 - Estabilizadores vertical e horizontal .....	34
Figura 18 - Aviões de asa alta, média e baixa.....	39
Figura 19 - Elementos principais da asa de um avião.....	40
Figura 20 - Geometria típica dos aerofólios.....	34
Figura 21 - Interpretação dos dígitos NACA.....	35

Figura 22 - Exemplos de formatos de aerofólios .....	36
Figura 23 - Vista superior dos modelos de asas .....	37
Figura 24 - Ângulo de ataque .....	37
Figura 25 - Ângulo de incidência .....	38
Figura 26- $C_L$ e $C_D$ vs ângulo de ataque.....	41
Figura 27 - Ponto de separação vs ângulo de ataque.....	41
Figura 28 - Posicionamento padrão dos flapes nos aviões .....	44
Figura 29 - Diferentes tipos de flapes.....	44
Figura 30 - Princípio de funcionamento dos Slots .....	45
Figura 31 - Princípio de funcionamento dos Slats .....	45
Figura 32 - Funcionamento dos Slats.....	46
Figura 33 - Comparação da turbulência com flapes e sem flapes.....	46
Figura 34 - Coeficiente de sustentação VS deflexão dos flapes .....	46
Figura 35 - Exemplo de malha gerada para simulação de um aerofólio .....	48
Figura 36 - Metodologia proposta para o desenvolvimento do trabalho .....	53
Figura 37 - Embraer 720C com os flapes defletidos .....	54
Figura 38 - Aerofólio NACA 65(2)-415 .....	54
Figura 39 - Domínio da simulação computacional.....	55
Figura 40 - Simplificação da deflexão dos flapes .....	56
Figura 41- Aerofólio NACA0015 Flape 10° Ataque 10° no Javafoil .....	58
Figura 42- Pontos do aerofólio e flapes gerados no software Javafoil .....	60
Figura 43- Esquema do domínio criado para a simulação .....	60
Figura 44- Macro vista do domínio gerado para a simulação.....	61
Figura 45-Vista aproximada da malha computacional.....	61
Figura 46- . Vista dos nós da malha no bordo de ataque do aerofólio .....	62
Figura 47- Distribuição de pressões sobre o aerofólio com ataque -8° .....	64
Figura 48- Distribuição de velocidades sobre o aerofólio com ataque -8 .....	65
Figura 49- Distribuição de pressões sobre o aerofólio com ataque 0° <b>Erro! Indicador não definido.</b>	
Figura 50 - Distribuição de velocidades sobre o aerofólio com ataque 0° .....	<b>Erro! Indicador não definido.</b>
Figura 51 - Distribuição de pressões sobre o aerofólio com ataque 8° <b>Erro! Indicador não definido.</b>	
Figura 52 - Distribuição de velocidades sobre o aerofólio com ataque 8° .....	<b>Erro! Indicador não definido.</b>
Figura 53 - Distribuição de Pressões do NACA 65(2)415 A10F55 .....	68

Figura 54 - Distribuição de velocidades do NACA 65(2)415 A10F55.....	68
--	----

## **LISTA DE TABELAS E GRÁFICOS**

Tabela 1- Propriedades físicas de gases na pressão atmosférica .....	23
Tabela 2- Iterações estudadas no trabalho .....	56
Tabela 3- CL vs Alpha.....	59
Tabela 4- Comparação entre os valores de $C_L$ e ângulo de ataque .....	69
Tabela 5 - Comparação entre os valores de CL e CD da simulação computacional.	70

## LISTA DE ABREVIATURAS, SIGLAS E SÍMBOLOS

$A_p$	Área perpendicular
$A_t$	Área tangencial
$\bar{c}$	Corda média do perfil
$\vec{g}$	Aceleração da gravidade
$p_e$	Pressão estática
$a$	Velocidade do som
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CFD	<i>Computational Fluids Dynamics</i>
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_{L_{\text{máx}}}$	Coeficiente de sustentação máximo
$C_p$	Centro de pressão
D	Força de Arrasto
HLD	<i>High-Lift Device</i>



$L$	Força de Sustentação
$M$	Número de <i>Mach</i>
$M_0$	Momento
NACA	<i>National Advisory Comittee of Aeronautics</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
$R$	Constante dos gases.
$R_a$	Resultante aerodinâmica
RANS	<i>Reynolds Averaged Navier Stokes</i>
$R_e$	Número de Reynolds
$u$	Velocidade do objeto
$V_{\text{estol}}$	Velocidade de Estol
$\alpha$	Ângulo de ataque
$\theta$	Ângulo de incidência
$\tau$	Tensão de cisalhamento
$S$	Área da asa
$w$	Peso do avião
$\nu$	Viscosidade cinemática
$\gamma$	Peso específico
$\mu$	Viscosidade dinâmica
$\rho$	Densidade do ar
$\sigma$	Tensão normal

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO.....</b>	<b>12</b>
1.1 Tema.....	14
1.1.1 Delimitação do tema.....	14
1.2 Objetivos.....	14
Objetivos específicos .....	14
1.3 Justificativa .....	15
1.4 Delimitação do trabalho.....	18
1.5 Estrutura do trabalho.....	18
 <b>2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	 <b>19</b>
2.1 Fluidos .....	19
2.1.1 Tensão normal e cisalhante.....	20
2.1.2 Massa específica e peso específico.....	21
2.1.3 Compressibilidade de fluidos.....	22
2.1.4 Equação dos gases ideais .....	22
2.1.5 Viscosidade.....	23
2.1.6 Escoamento laminar e turbulento .....	24
2.1.7 Camada limite .....	25
2.2 Aerodinâmica .....	26
2.2.1 Sustentação .....	27
2.2.2 Força de arrasto .....	30
2.2.3 Momentos.....	32
2.3 Principais características dos aviões.....	32
2.3.1 Superfícies aerodinâmicas e aerofólios .....	33
2.3.2 Estrutura das asas.....	38
2.3.3 Geometria alar .....	39
2.3.4 Geometria do aerofólio .....	34
2.3.5 Formato das asas .....	36
2.3.6 Principais ângulos.....	37
2.4 Estol .....	40
2.5 Dispositivos hipersustentadores.....	43

2.6	Simulação computacional de fluidos .....	47
2.6.1	Modelos de turbulência.....	49
3	METODOLOGIA .....	51
3.1	Metodologia da pesquisa .....	51
3.1.1	Classificação quanto ao modelo de pesquisa .....	51
3.1.2	Método de análise dos dados.....	52
3.1.3	Procedimento metodológico .....	52
3.1.4	Simulação computacional do aerofólio NACA 65 <sub>(2)</sub> -415 com flapes .....	53
3.1.5	Definição das condições de contorno .....	53
3.1.6	Verificação do código numérico .....	55
3.1.7	Teste de qualidade de malha .....	56
3.1.8	Iterações analisadas.....	56
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES .....	57
4.1	Verificação do código numérico .....	57
4.2	Simulação computacional do aerofólio NACA 65 <sub>(2)</sub> 415.....	59
4.2.2	Variação de parâmetros.....	63
	A) Ataque -8° .....	64
	B) Ataque 0° .....	66
	C) Ataque 8° .....	Erro! Indicador não definido.
	D) Ataque 10° .....	68
4.2.3	Comparação dos resultados com os testes experimentais da NASA .....	69
5.	CONCLUSÕES.....	71
	REFERÊNCIAS .....	72

## 1 INTRODUÇÃO

Do surgimento das primeiras aeronaves até o lançamento do homem à lua passaram-se apenas algumas décadas, entretanto a evolução da tecnologia é notavelmente exponencial. Embora até a primeira metade do século XX o estopim para o avanço foi impulsionado pelas guerras, no momento presente a alta qualidade e tecnologia embarcada nas aeronaves é resultado da grande demanda e concorrência do setor. No início o objetivo era apenas passar alguns minutos no céu por propulsão própria, mas a história foi muito além.

Segundo Rodrigues (2014), os aficionados pela aviação puseram-se à criar e desenvolver novas máquinas voadoras. E assim, o estudo permitiu grandes avanços que hoje resultam em aviões que atingem velocidades supersônicas e até voos espaciais.

Esses avanços ocorreram de diversas maneiras dependendo do tipo de aeronave e operação que se estava analisando. A competência de um avião pode estar relacionada à voar em velocidades supersônicas, gastar pouco combustível, resistir à cargas gravitacionais acentuadas, operar em aeroportos pequenos, ou pousar com baixíssimas velocidades, e assim por diante.

Toda a operação de uma aeronave resulta das forças que lhe mantém no ar, que resumidamente são sustentação e arrasto. Dessa forma, desenvolver maneiras de manipular essas componentes é o meio mais coerente de aperfeiçoar o desempenho da máquina voadora.

Inicialmente, os estudos realizados em tal domínio dependiam da utilização dos tuneis de vento para estudar a performance de uma superfície sob escoamento,

entretanto com o aumento da complexidade das geometrias tal procedimento tornou-se um tanto caro e demorado. Para preencher essa lacuna, surgiram as simulações computacionais de fluidodinâmica. Segundo Versteeg e Malalasekera (2007), existem diversas vantagens do CFD (Dinâmica de fluidos computacional) em relação às aproximações experimentais de escoamento de fluidos, como a redução do tempo e custo para desenvolvimento de novos projetos, controlar experimentos difíceis de modelar (dimensões), capacidade de estudar situações que se tornariam arriscadas na prática (cenários de acidentes) e um detalhamento de resultados praticamente ilimitado.

A tecnologia de simulação computacional de fluidos foi integrada pela indústria aeroespacial por volta da década de 1960, e o motivo de seu uso ter "estagnado" foi a tremenda complexidade do comportamento de um fluido. A disponibilidade de *hardwares* de alta performance e preço acessível, além do surgimento de interfaces de uso simplificado levaram à uma grande procura dos processos CFD pela comunidade industrial desde os anos 1990. Desde então, muitos estudos vem sendo publicados sobre as simulações numéricas, como o trabalho desenvolvido por OBEID *et al.*(2017), que demonstra todas as etapas de processamento da informação, modelagem da malha e resultados obtidos.

Os métodos de estudo de escoamentos sobre aerofólios são feitos com a utilização dos túneis de vento e as simulações numéricas de fluido dinâmica. Tanto o método prático quanto a aproximação numérica são importantes no estudo, e habitualmente ambos se complementam ao desenvolver de um projeto. Entretanto, a utilização da computação é um método que, por envolver basicamente poder de processamento, economiza dinheiro e tempo.

Sendo assim, este trabalho propõe utilizar a tecnologia CFD para comparar a variação das componentes de sustentação e arrasto de um perfil aerodinâmico em situação plana, e com a utilização do dispositivo HLD (dispositivo hipersustentador) Flape.

## 1.1 Tema

O presente trabalho ocupa-se do estudo computacional de otimização da sustentação gerada em um aerofólio quando em uso do dispositivo hipersustentador flape simples.

### 1.1.1 Delimitação do tema

Análise computacional (CFD) das alterações da curva de sustentação causadas pelo uso de flapes planos no aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>-415. As condições de simulação do são escoamento citadas abaixo:

- a) Regime permanente
- b) Atmosfera padrão
- c) Fluido incompressível
- e) Análise bidimensional

## 1.2 Objetivos

O objetivo do trabalho é avaliar o comportamento da curva  $C_L$  x Alfa (coeficiente de sustentação x ângulo de ataque) do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>415 quando submetido à certas deflexões de flapes e ângulos de ataque, por meio computacional, tomando como comparativo um estudo prático realizado pela NASA em 1950.

### Objetivos específicos

Os objetivos específicos são listados à seguir.

- a) Modelagem bidimensional com auxílio CAD (desenho assistido por computador) do aerofólio em estudo com sua superfície hipersustentadora.

- b) Simulação computacional fluidodinâmica do aerofólio em diferentes ângulos de ataque e  $55^\circ$  de flapes.
- c) Verificação do código numérico.
- d) Análise dos efeitos do flape sobre a sustentação, arrasto e ângulos críticos do aerofólio.

### 1.3 Justificativa

A velocidade das decolagens e pousos de aviões à jato tem aumentado, e como consequência, os aeroportos tiveram que ser estendidos por todo o mundo.

Há limites econômicos e operacionais relacionados à esta extensão, como também limites de velocidades para pousos e decolagens seguros. Assim, com o intuito de manter as velocidades de decolagem e pouso dentro de limites, dispositivos de alta sustentação mais potentes são requeridos.

A tendência do desenvolvimento de dispositivos hipersustentadores tem sido atingir altos níveis de sustentação com tecnologia simplificada para reduzir custos de aquisição e manutenção da frota (RUDOLPH, 1996, pg.1).

"O sistema hipersustentador é uma parte crítica do projeto. Para alcançar razoável desempenho em pouso/decolagens e também em cruzeiro, o projeto vai requerer um sistema hipersustentador sofisticado" (MASON, 2006).

Se o valor natural do coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) de um avião não é grande o bastante para pousos e decolagens seguros, o coeficiente de sustentação máximo ( $C_{Lmáx}$ ) pode ser aumentado mecanicamente pelos dispositivos de alta sustentação (ANDERSON, 1999).

Segundo Carvalho (2015), a verificação da eficiência aerodinâmica e a comparação de diferentes geometrias de um aerofólio pode ser aferida através do uso de técnicas de fluidodinâmica computacional, podendo-se obter respostas rápidas e com baixo custo quando comparados a testes práticos. A metodologia de cálculo presente em softwares CFD fundamenta-se na solução de forma numérica das equações de Navier-Stokes aplicadas a uma malha a qual descreve uma geometria tridimensional obtida em software CAD.

A utilização de dispositivos hipersustentadores possibilita às aeronaves aproximações de grande performance e decolagens mais curtas, o que pode ser traduzido em segurança nas operações mais críticas. Sendo assim, o estudo das variações que os HLD provocam nos aerofólios (mais precisamente, os flapes) torna-se de extrema importância. Além disso, a grande capacidade de processamento dos hardwares atuais permite uma aproximação numérica eficiente e de custos reduzidos, se comparados ao método experimental, sem mencionar o tempo envolvido.

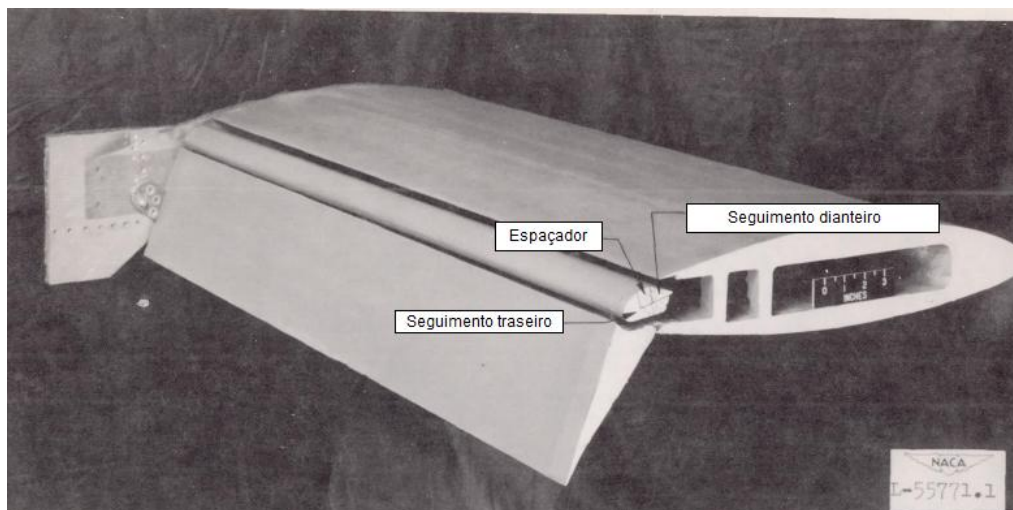
No ano de 1950 a NASA (ainda NACA) realizou um estudo intitulado "Investigação de controle de camada limite para melhorar as características de arrasto e sustentação do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>415 com flapes simples e de dupla fenda". Estudo realizado pelo Laboratório aeronáutico Langley (Virgínia, EUA), e chefiado por Elmer A. Horton. O estudo objetivava quantificar os ganhos de Máximo coeficiente de sustentação provocados pelo uso de fendas (slots) combinadas com flapes na asa de um avião.

Trata-se de um estudo de camada limite, onde a fenda trabalha com o princípio de sucção de Venturi, amplificando a ação dos flapes e mantendo os filetes de ar energizados próximos da asa. Para quantificar esses efeitos, foi construído um modelo de asa, com 2 pés de corda (largura), posto em um túnel de vento. As medidas de sustentação foram realizadas pegando a diferença entre a pressão integrada de reação no teto e superfície inferior do túnel. O modelo de 2ft foi construído em liga de alumínio. Para o estudo com o flape plano, testes foram feitos para determinar a configuração de deflexão de maior sustentação. As melhores configurações de flapes (50° e 55°) foram encontradas por investigação sistemática em Reynolds de  $1.0 \times 10^6$  até  $6.0 \times 10^6$ . O aerofólio também foi testado com a fenda traseira selada, afim de ter um comparativo e determinar a máxima sustentação.

Na figura 1 está disposto o modelo de asa construída para estudo de deflexão de flapes. Foram gerados valores de CL em função do ângulo de ataque, como pode ser visto na figura 2, e esses dados são o ponto de partida para o desenvolvimento dessa análise computacional.

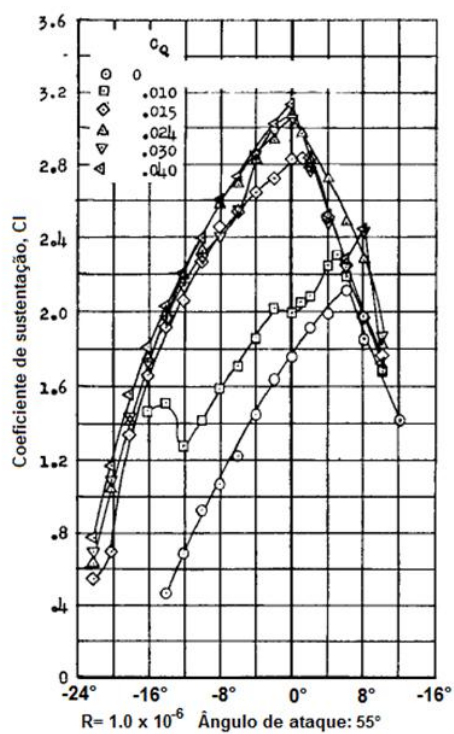


Figura 1- Modelo de asa construída pela NASA.



Fonte: Dos autores.

Figura 2- Curvas de  $C_L$  em função do Ataque para  $55^\circ$  de flape



Fonte: NASA NTRS

## 1.4 Delimitação do trabalho

Este trabalho restringe-se à simulação computacional fluidodinâmica do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>-415 combinando ângulos de ataque e deflexão de flape de 55°. Será uma comparação dos valores de  $C_L$  obtidos nas situações propostas e estudos experimentais. Serão consideradas algumas informações de entrada como regime permanente, escoamento incompressível e isotérmico do ar atmosférico.

## 1.5 Estrutura do trabalho

O presente trabalho está dividido nos seguintes capítulos:

O primeiro capítulo introduz e delimita o tema, aponta os objetivos gerais e específicos, além de apresentar a estruturação do trabalho.

O capítulo de número dois realiza uma revisão bibliográfica acerca dos fluidos, aerodinâmica, aeronaves e dispositivos de hipersustentação. Essa seção fecha com uma explanação da utilização da simulação computacional de fluidos (*CFD*), salientando os conceitos necessários para o desenvolvimento da proposta.

O terceiro capítulo apresenta a metodologia utilizada, a descrição dos passos que serão tomados para alcançar os objetivos propostos.

O quarto capítulo mostra o desenvolvimento do trabalho, que é concluído no quinto.

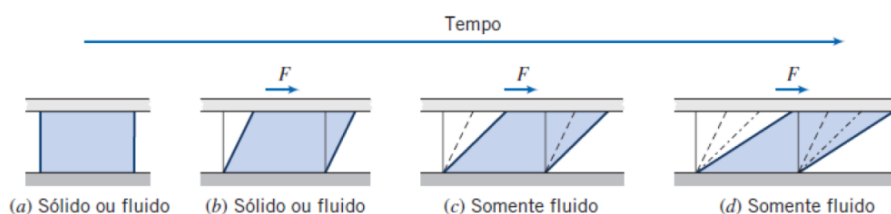
## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Com o objetivo de contextualizar o leitor acerca dos assuntos abordados neste trabalho, na sequência estão relacionados os conceitos teóricos pertinentes, como fluidos, aerodinâmica, dispositivos hipersustentadores e simulações computacionais.

### 2.1 Fluidos

"Um fluido é uma substância que se deforma continuamente sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento (tangencial), não importando o quão pequeno seja o valor" (FOX *et.al.*,2013). Para distinguir as fases podemos analisar a situação abaixo, onde é aplicada uma força de cisalhamento sobre um sólido e um fluido, e após a deformação inicial apenas o fluido continuará se deformando. Além disso, o fluido em contato com a superfície sólida não desliza, tendo a mesma velocidade nula, que é um fato experimental, e tal circunstância gera a camada limite, que será abordada mais à frente.

Figura 3 - Comportamento do fluido devido ao cisalhamento



Fonte: Fox (2013).

"Apesar da estrutura molecular dos fluidos ser importante para distinguir um fluido de outro, não é possível descrever o comportamento dos fluidos, em equilíbrio ou movimento, a partir da dinâmica individual de suas moléculas. Mais precisamente, nós caracterizaremos o comportamento dos fluidos considerando os valores médios, ou macroscópicos, das quantidades de interesse" (VERSTEEG e MALALASEKERA, 2007)

Para Hauke (2008), enquanto no estado sólido a matéria é mais ou menos rígida, os fluidos caracterizam-se por seu movimento interminável e deformável. Para entender melhor seu comportamento, alguns conceitos precisam ser explanados.

### 2.1.1 Tensão normal e cisalhante

Dada uma superfície de um corpo onde está atuando uma força, existem dois tipos de tensões presentes: tensão normal e tensão de cisalhamento.

- Tensão normal ( $\sigma$ ): É o quociente entre a força aplicada e a área perpendicular, onde está atuando a força:

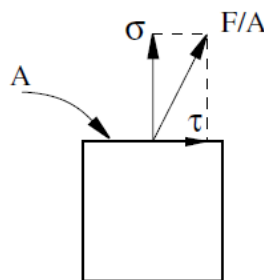
$$\sigma = \frac{F}{A_p} \quad (1)$$

- Tensão cisalhante ( $\tau$ ): É a força por unidade da área que age tangencialmente à superfície.

$$\tau = \frac{F}{A_t} \quad (2)$$

No sistema internacional (SI) a tensão é dada em pascal  $\text{Pa} = \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ . Mais comumente utilizados em  $\text{MPa} = 10^6 \text{ Pa}$ . Na figura abaixo é elucidada suas aplicações

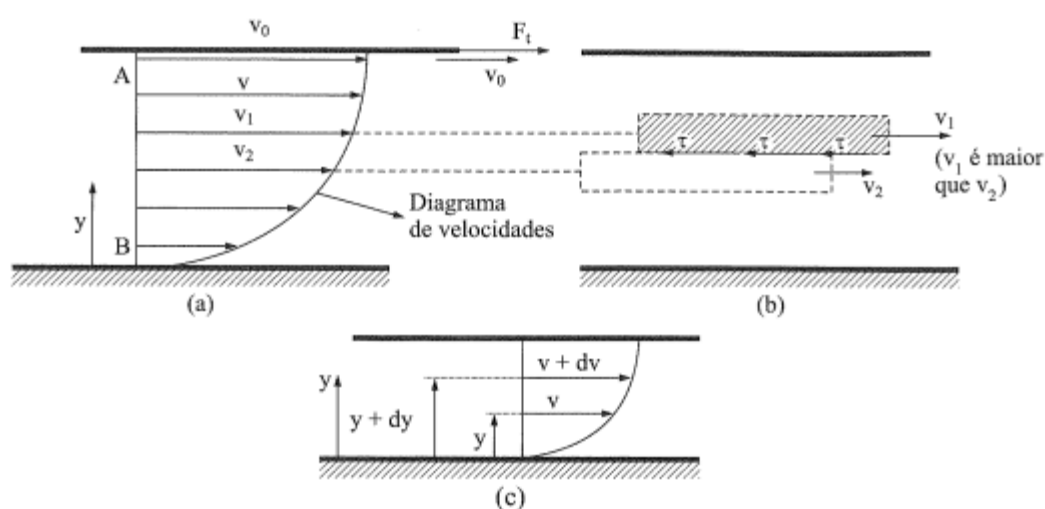
Figura 4 - Tensão normal e tensão cisalhante



Analizando a figura 3, exemplo do fluido, percebe-se que a placa superior é inicialmente acelerada pela força aplicada, assumindo velocidade maior que zero. À partir de certo instante adquire velocidade constante, o que comprova que a força aplicada na placa é equilibrada por forças internas ao fluido, pois pela segunda lei de Newton, ao não existir aceleração a resultante das forças deve ser zero.

Segundo Brunetti (2008), a explicação disso está no princípio da aderência. O fluido em contato com a placa superior irá se mover com a mesma velocidade dela, e o fluido em contato com a parte inferior irá adquirir velocidade nula (a mesma velocidade do solo). Sendo assim, há a existência de um gradiente de velocidades, e as camadas intermediárias se adaptam às extremas. Cada camada do fluido desliza sobre a próxima com velocidade relativa, fato que cria atrito entre elas. Tal deslizamento gera tensões de cisalhamento que aplicadas na área da placa originam uma força tangencial interna ao fluido, que é a força de equilíbrio com a externa. A figura 3 demonstra as tensões cisalhantes do escorregamento entre camadas. Newton verificou que em alguns fluidos a tensão de cisalhamento é proporcional ao gradiente de velocidades (em  $y$ ), são os chamados fluidos newtonianos.

Figura 5- Gradiente de velocidades e surgimento das tensões cisalhantes



Fonte: Brunetti (2008).

### 2.1.2 Massa específica e peso específico

Outras características diferenciam os fluidos, como o caso da massa e peso específico. Brunetti (2008) afirma que a massa específica é a quantidade de massa

de fluido por unidade de volume, e à partir dela é calculado o peso específico ( $\gamma$ ), dado pela seguinte equação:

$$\gamma = \vec{g} \cdot \rho \quad (3)$$

Onde  $\vec{g}$  é a aceleração da gravidade e  $\rho$  a massa específica.

Quando a massa específica de um fluido varia significativamente ao alterar sua pressão e temperatura, é chamado de fluido compressível. Em contrapartida, caso a variação seja pequena pode ser desprezada, e temos um fluido incompressível.

### 2.1.3 Compressibilidade de fluidos

Segundo Anderson (2001), um fluido é considerado compressível quando seu número de *Mach* ( $M$ ) é superior à 0,3. Nesse caso considera-se a variação da massa específica, pressão e temperatura em função da razão entre calores específicos ( $\gamma$ ). O número de Mach é uma comparação da velocidade do escoamento do fluido com a velocidade do som, sendo determinado da seguinte forma:

$$M = \frac{u}{C_s} \quad (4)$$

Manipulando a equação para facilitar a abordagem, temos:

$$M = \frac{Re \cdot \mu}{\rho \cdot C_s \cdot L_c} \quad (5)$$

Onde  $\mu$  corresponde à viscosidade do fluido,  $\rho$  é a massa específica do fluido, e  $C_s$  a velocidade do som e  $L_c$  o comprimento da corda.

### 2.1.4 Equação dos gases ideais

Segundo Fox *et.al.* (2006), a variação da massa específica com a altitude deve ser levada em consideração em muitas situações, para se obter resultados mais aproximados da realidade. E sabendo que a massa específica dos gases varia de acordo com o delta de temperatura, é necessário analisar cada situação pela equação dos gases ideais. Porém White (1998) alerta, as propriedades

termodinâmicas encontradas teoricamente e experimentalmente se relacionam de forma diferente entre substâncias divergentes. E deve-se analisar substâncias puras de apenas uma fase, como água no seu estado totalmente líquido. O segundo fluido mais conhecido é o ar, sendo uma mistura de gases, desde que a proporção da mistura se mantenha a mesma entre as temperaturas de 160 e 2200K, pode ser considerada uma substância pura.

$$p = \rho \cdot R \cdot T \quad (6)$$

Sendo R a constante universal dos gases (relacionado à massa molecular do gás) e T a temperatura absoluta. Neste caso, a relação entre altitude e temperatura atmosférica deve ser conhecida. Segundo Munson *et.al.*(2004), a equação de estado dos gases perfeitos aproxima o comportamento dos gases reais em condições normais, quando não estão próximos da liquefação. Na tabela abaixo estão dispostas algumas propriedades de gases na pressão atmosférica padrão.

Tabela 1- Propriedades físicas de gases na pressão atmosférica

	Temperatura $T$ (°C)	Massa Específica $\rho$ (kg / m <sup>3</sup> )	Viscosidade Dinâmica $\mu$ (N · s / m <sup>2</sup> )	Constante do Gás <sup>a</sup> , $R$ (J / kg · K)	Razão entre os Calores Específicos <sup>c</sup> $k$
Ar (padrão)	15	1,23 E+0	1,79 E-5	2,869 E+2	1,40
Dióxido de Carbono	20	1,83 E+0	1,47 E-5	1,889 E+2	1,30
Hélio	20	1,66 E-1	1,94 E-5	2,077 E+3	1,66
Hidrogênio	20	8,38 E-2	8,84 E-6	4,124 E+3	1,41
Metano (gás natural)	20	6,67 E-1	1,10 E-5	5,183 E+2	1,31
Nitrogênio	20	1,16 E+0	1,76 E-5	2,968 E+2	1,40
Oxigênio	20	1,33 E+0	2,04 E-5	2,598 E+2	1,40

<sup>a</sup> O peso específico,  $\gamma$ , pode ser calculado multiplicando-se a massa específica pela aceleração da gravidade. A viscosidade cinemática,  $\nu$ , pode ser obtida dividindo-se a viscosidade dinâmica pela massa específica.

<sup>b</sup> Os valores da constante do gás são independentes da temperatura.

<sup>c</sup> Os valores da razão entre os calores específicos dependem moderadamente da temperatura.

Fonte: Munson *et.al.* (2004).

### 2.1.5 Viscosidade

Na tabela 1 é possível verificar a divergência entre os valores de massa específica, constante dos gases R e também é introduzida um novo parâmetro, a viscosidade. Segundo Vieira (1971), todos os fluidos reais apresentam uma resistência à mudança de forma, o que resulta na sua propriedade chamada

"viscosidade". A viscosidade pode ser definida como a aderência interna do fluido, e a sua taxa de deformação está ligada às suas propriedades viscosas. Munson et al (2004) afirma que a viscosidade é necessária para estudar a fluidez, uma vez que massa e peso específico podem ser semelhantes em muitas substâncias.

Brunetti (2008), define de forma simplificada, "a viscosidade dos fluidos é originada pela coesão entre as moléculas e pelos choques entre elas". Sendo que a viscosidade não é uma propriedade visível em fluidos em repouso, e a viscosidade dinâmica é uma propriedade dos fluidos que possibilita equilibrar, dinamicamente, as forças tangenciais externas quando os fluidos se movimentam. A lei de Newton da viscosidade é definida da seguinte forma:

$$\tau = \mu \frac{dv}{dy} \quad (7)$$

Onde:

$\tau$  = Tensão de cisalhamento

$\frac{dv}{dy}$  = Perfil de velocidade em relação à elevação "y".

$\mu$  = Viscosidade dinâmica

Sendo que a viscosidade dinâmica  $\mu$  varia em função do tipo de fluido, temperatura, pressão e taxa de deformação angular  $\frac{dy}{dt}$ .

É comum a introdução da viscosidade cinemática  $\nu$  de um fluido, sendo definida como o quociente entre a viscosidade e a massa específica:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (8)$$

### 2.1.6 Escoamento laminar e turbulento

"O primeiro parâmetro correlacionando o comportamento viscoso e os fluidos newtonianos é o adimensional número de Reynolds" (WHITE, 1998).

Segundo Fox *et.al.*(2013), o número de Reynolds é um parâmetro adimensional que relaciona as forças de inércia ( $\nu\rho$ ) com as forças viscosas ( $\mu/c$ ). É utilizado para classificar o regime de escoamento do fluido em laminar ou turbulento, e é essencial para determinar se as forças viscosas são desprezíveis ou não.



Segundo White (1998), para um baixo número de  $Re$  indica que os efeitos de inércia são desprezíveis. Reynolds moderados caracterizam um fluxo laminar suavemente variável, e um alto  $Re$  é um fluxo turbulento que varia no tempo de forma aleatória, com flutuações de alta frequência. Para aplicações aerodinâmicas, Reynolds pode ser definido em função da corda média do perfil.

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (9)$$

Onde:  $v$  é a velocidade do escoamento,  $\rho$  é a densidade do ar,  $\mu$  é a viscosidade dinâmica do ar e  $\bar{c}$  é a corda média do perfil.

"A importância fundamental de Reynolds é a possibilidade de se avaliar a estabilidade do fluxo podendo obter uma indicação se o escoamento flui de forma laminar ou turbulenta" (RODRIGUES, 2014). O autor afirma que geralmente o número de  $Re$  aumenta proporcionalmente com o aumento da corda, alta velocidade e baixas altitudes, e vice versa. E assim, a capacidade de um perfil em gerar sustentação e arrasto está diretamente ligado com o valor obtido, que se torna turbulento na ordem de  $1 \times 10^7$ .

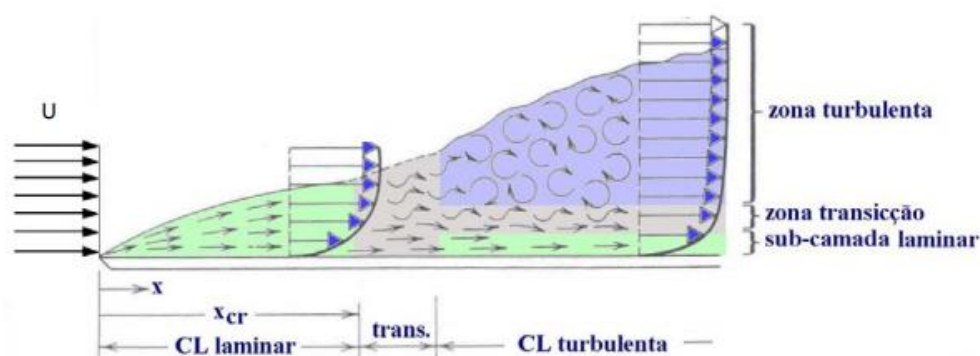
### 2.1.7 Camada limite

A viscosidade gera outra definição importante no estudo dos fluidos, a camada limite, que foi formulada inicialmente por Ludwig Prandtl em 1904. Segundo Pereira (2010) através da teoria de Prandtl foi possível dividir o fluxo de um escoamento viscoso em duas regiões. Uma das regiões muito próxima da fronteira sólida, e a outra abrangendo o restante. Apenas na primeira região o efeito da viscosidade é importante, sendo responsável pelo gradiente de velocidades desenvolvido no escoamento. A camada limite se estende até o ponto em que a velocidade do fluido é a mesma da corrente livre, e considera-se então um escoamento não viscoso.

"A camada-limite é a região adjacente a uma superfície sólida na qual tensões viscosas estão presentes, em contraposição à corrente livre em que as

tensões viscosas são desprezíveis" (FOX *et.al.*, 2013). Não é surpreendente que o número de Reynolds seja tão significativo na caracterização dos escoamentos da camada-limite. O comprimento característico usado no número de Reynolds ou é o comprimento paralelo ao desenvolvimento da camada limite, ou é a sua espessura. Fox ainda afirma que a transição de laminar para turbulento em um escoamento não é pontual e nem possui um valor único, sendo dependente do gradiente de pressão, rugosidade superficial, transferências de calor, forças de campo e perturbações de corrente livre.

Figura 6- Camada limite sobre placa plana



Fonte: Pereira (2010).

## 2.2 Aerodinâmica

"Aerodinâmica é a área de estudo dentro da mecânica dos fluidos que trata dos efeitos das cargas atuantes sobre corpos imersos em um escoamento de fluido, particularmente o ar" (SOUSA, 2008).

Todo o estudo desenvolvido ao longo de décadas à respeito do escoamento de fluidos sobre perfis possibilitou um grande avanço na indústria aeronáutica. No início da era da aviação comercial, na primeira metade do século XX, as decisões de engenharia muitas vezes eram tomadas de forma bastante empírica, pois o conhecimento teórico e técnico não estava maduro o suficiente (HANSEN, 2009).

Rodrigues (2014), define a aerodinâmica como estudo das propriedades dos fluidos, e sua influência em um corpo submerso. Sendo assim, de grande importância para o desenvolvimento de aeronaves. O autor explica que essa ciência

só ganhou importância após o advento de aeronaves e automóveis, no intuito de tornar-lhes mais econômicos, e assim, eficientes.

As cargas citadas por Sousa (2008), são geradas por meio de uma diferença de pressões causada no escoamento em virtude do corpo em que circunda, além de efeitos viscosos. As forças resultantes são chamadas de sustentação e arrasto, e são definidas em seguida.

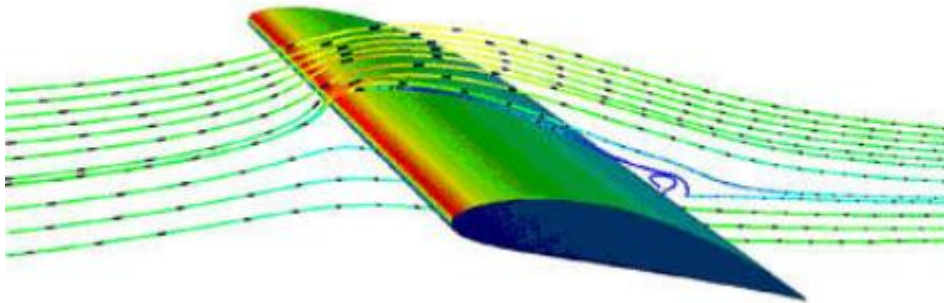
### **2.2.1 Sustentação**

Segundo Brunetti (2007), a força de sustentação é essencialmente o que mantém em voo a aeronave. Essa é constituída por uma interação entre a asa e o ar que flui sobre ela, gerando uma componente de força perpendicular a direção do movimento. Seu princípio de funcionamento está ligado à diferença de pressão que surge nos dorsos das asas devido ao diferencial de velocidades do escoamento

Rodrigues (2014), ressalta que a sustentação é a maior vantagem que uma aeronave possui em relação à outros veículos, sendo sua garantia de vencer o peso e manter o voo. Sua formação pode ser explicada por meio de duas abordagens. Se a asa possui um ângulo maior que zero entre sua corda e o vento relativo, o escoamento será forçado à se dividir, sendo uma parcela para o intradorso que é forçada para baixo, gerando uma força na direção ascendente (asa é forçada para cima), efeito explicado pela terceira lei de Newton (ação e reação).

A outra abordagem segundo Rodrigues (2014) é por meio da teoria de Bernoulli, a continuidade do escoamento. " Se a velocidade de uma partícula de um fluido aumenta enquanto ele escoar ao longo de uma linha de corrente, a pressão dinâmica do fluido deve aumentar e vice-versa". Assim, como na parte superior das asas a velocidade do escoamento é maior (partículas percorrem uma maior distância no mesmo tempo que na superfície inferior), a pressão estática na superfície inferior é menor que na superior, que pode ser interpretado como uma força de sustentação que age de baixo para cima. Na figura abaixo é possível ver a separação do fluxo de ar entre os dorsos da asa.

Figura 7- Escoamento sobre uma asa



Fonte: Rodrigues (2014).

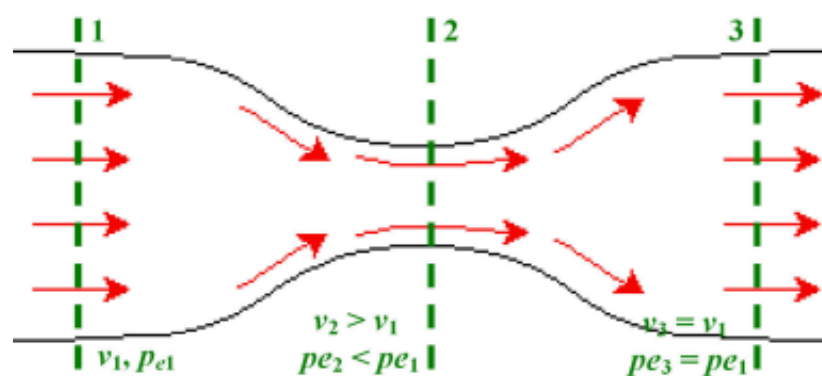
O princípio de Bernoulli pode ser expresso da seguinte forma:

$$p_e + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = cte \quad (10)$$

Onde  $p_e$  é a pressão estática que o ar aplica sobre a asa,  $\rho$  é a densidade do ar em escoamento e  $v$ , a sua velocidade.

Uma forma simples de visualizar a variação de pressão e velocidade em escoamentos é pelo tubo de Venturi, que é demonstrado à seguir.

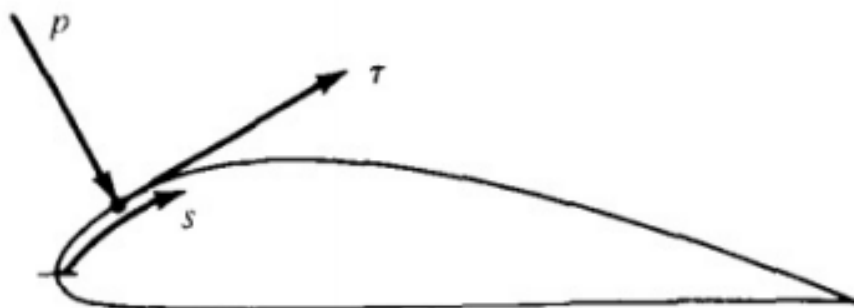
Figura 8 - Tubo de Venturi



Fonte: Rodrigues (2014).

Segundo Anderson (1985), segundo a complexidade e tamanho das superfícies imersas em um escoamento, as forças aerodinâmicas são geradas pela pressão e pela tensão de cisalhamento.

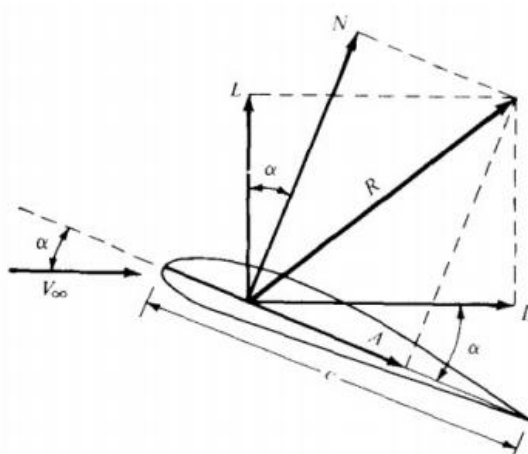
Figura 9 - Pressão e tensão de cisalhamento no aerofólio



Fonte: Anderson (1985).

A pressão e a tensão de cisalhamento ( $\tau$ ) geram uma força, a resultante aerodinâmica ( $R_a$ ), e um momento ( $M$ ). A resultante é dividida em duas partes, uma paralela ao escoamento, a força de arrasto ( $D$ ), e uma perpendicular ao escoamento, a força de sustentação ( $L$ ). Ambas atuam no centro de pressão ( $C_p$ ) do perfil, como ilustrado abaixo.

Figura 10 - Forças aerodinâmicas resultantes



Fonte: Anderson (1985).

De acordo com Abbott e Doenhoff (1959) a força de sustentação é calculada da seguinte maneira:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot C_L \quad (11)$$

Sendo,

- $L$ : Força de sustentação
- $\rho$ : Densidade
- $V$ : Velocidade da aeronave
- $S$ : Área da asa
- $C_L$ : Coeficiente de sustentação

### 2.2.2 Força de arrasto

Em contraposição à sustentação, que produz uma força favorável ao voo, a força de arrasto é a segunda componente da resultante aerodinâmica. Rodrigues (2014) explica que o arrasto é advindo das diferentes pressões que atuam na aeronave e também das tensões de cisalhamento. Dessa forma, um projeto bem estruturado e visando eficiência energética e aerodinâmica deve garantir menor arrasto possível.

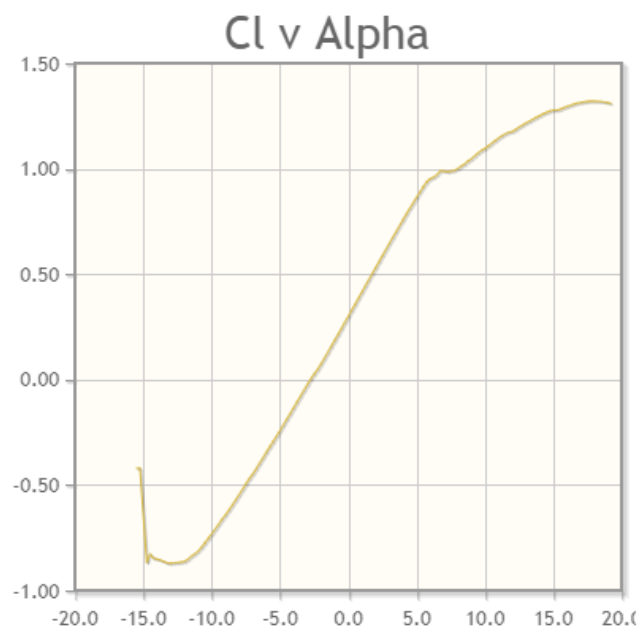
Assim como a sustentação, a força de Arrasto está relacionada com o coeficiente de arrasto, que neste caso depende das características do perfil aerodinâmico selecionado para o avião. Uma asa considerada eficiente possui um alto coeficiente de sustentação e um reduzido  $C_d$ . Além da geometria do perfil, o arrasto é influenciado pelas condições de escoamento (laminar ou turbulento) e pelo ângulo de ataque.

Segundo Mueller (2001), em escoamentos de baixos Reynolds o  $C_d$  tende à aumentar, reduzindo a relação sustentação/arrasto ( $L/D$ ), e assim limitando a eficiência do aerofólio. O autor ressalta também que com a redução da velocidade ocorre a amplificação da espessura da camada limite, gerando variações de pressões diretamente relacionados com arrasto e sustentação.

Com o incremento de ângulo de ataque do aerofólio a diferença de pressão entre o intradorso e extradorso também é elevada, causando um aumento da força de sustentação, assim como também um aumento gradativo da força de arrasto. As figuras 11 e 12 mostram as curvas do coeficiente de sustentação e de arrasto em

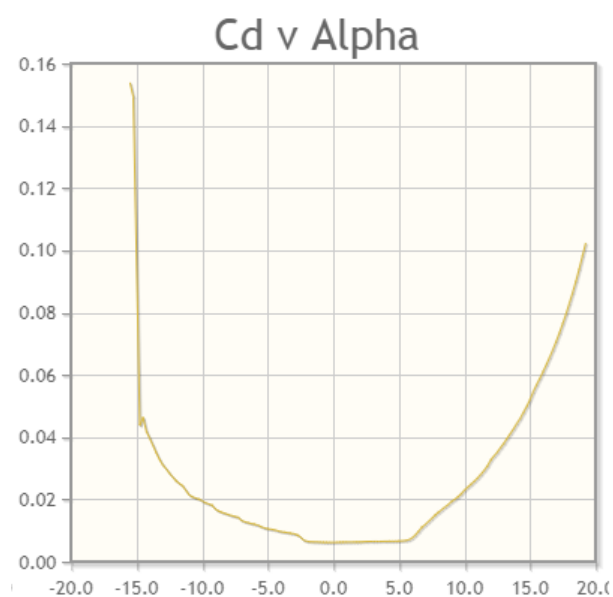
função do ângulo de ataque para o perfil NACA 65<sub>(2)</sub>-415, em condições de Reynolds igual à  $10^6$ . A máxima relação  $C_L/C_D$ , foi obtida no  $\alpha=5,5^\circ$ .

Figura 11 -  $C_L$  vs  $\alpha$  para o perfil NACA 65<sub>(2)</sub>-415



Fonte: Airfoiltools (2019).

Figura 12 -  $C_D$  vs  $\alpha$  para o perfil NACA 65<sub>(2)</sub>-415



Fonte: Airfoiltools (2019).

A força de arrasto também pode ser expressa em termos de coeficientes adimensionais, pela equação proposta por Abbott e Doenhoff (1959).

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d \quad (12)$$

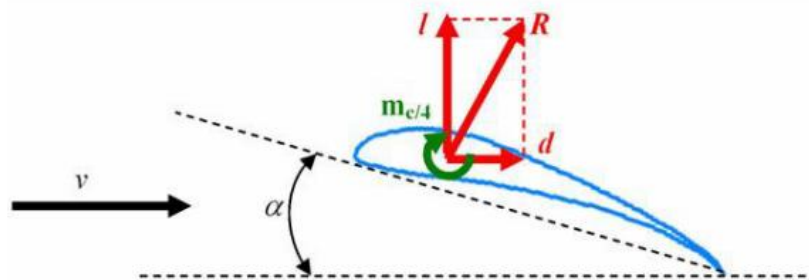
Sendo,

- $D$ : Força de arrasto
- $\rho$ : Densidade
- $V$ : Velocidade da aeronave
- $S$ : Área da asa
- $C_d$ : Coeficiente de arrasto

### 2.2.3 Momentos

Segundo Rodrigues (2014), além das componentes sustentação e arrasto, há um momento que tende a rotacionar o perfil aerodinâmico. Para fins de cálculos, considera-se que esse momento atua em um ponto localizado a 1/4 da corda, à partir do bordo de ataque. Esse ponto é chamado de centro aerodinâmico do perfil. Utilizando a convenção da regra da mão direita, momentos positivos atuam no sentido horário. Como o arqueamento dos aerofólios geralmente é positivo, a tendência de rotação dos mesmos é anti-horária (momentos negativos).

Figura 13 - Forças aerodinâmicas e momento atuante no aerofólio



Fonte: Rodrigues (2014).

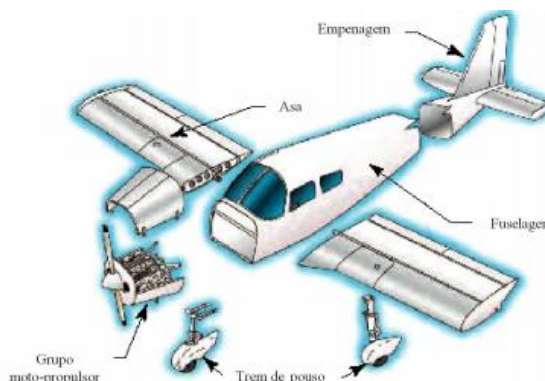
## 2.3 Principais características dos aviões

Para Rodrigues (2014), Um avião é um modelo de aeronave de asa fixa mais pesada que o ar, movida por propulsão mecânica, que se mantém em voo devido à reação dinâmica do ar que escoia através de suas asas. Apesar de cada avião ter seu projeto desenvolvido para suprir diferentes necessidades, todos eles possuem alguns componentes principais, que são fuselagem (corpo longitudinal),



asas, empenagem (estabilizadores verticais e horizontais), trem de pouso e grupo motopropulsor. A figura 14 demonstra os principais componentes.

Figura 14 - Componentes principais das aeronaves

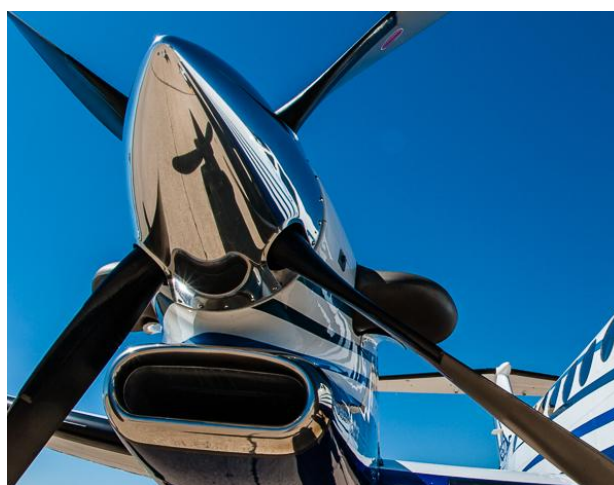


Fonte: Rodrigues (2014).

### 2.3.1 Superfícies aerodinâmicas e aerofólios

Segundo Homa (2010), quanto ao estudo da aerodinâmica, os componentes de um avião podem ser classificados em superfícies aerodinâmicas e aerofólios. As superfícies aerodinâmicas são definidas assim por produzir reduzida resistência ao avanço, mas não produzem nenhuma força útil (pode-se citar o *spinner* e as carenagens de rodas).

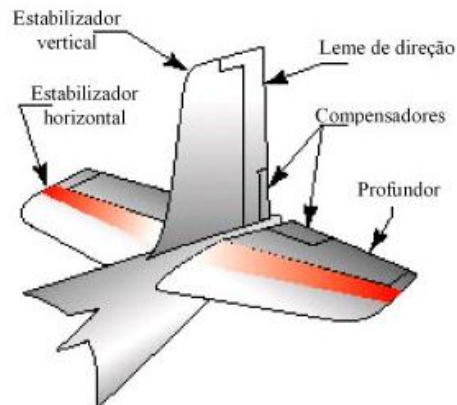
Figura 15 - O *spinner* é fixado na frente das hélices



Fonte: Alan R. Photography (2019).

Em contrapartida, os aerofólios são as superfícies que geram forças essenciais ao voo, como a hélice, asa e empenagens do avião.

Figura 16 - Estabilizadores vertical e horizontal



Fonte: Rodrigues (2014).

### 2.3.2 Geometria do aerofólio

Sousa (2008) descreve que o aerofólio tem por objetivo produzir uma diferença de pressões, e assim um efeito aerodinâmico. Sendo o efeito principal a força de sustentação, que mantém a aeronave no ar. Suas características principais são descritas à seguir.

- **Envergadura:** Representa a distância entre cada uma das pontas das asas.
- **Corda:** É a linha reta que une os bordos de ataque e fuga.
- **Extradorso:** Representa a porção superior do perfil aerodinâmico.
- **Intradorso:** Representa a porção inferior do perfil aerodinâmico.
- **Linha de curvatura média:** Linha que segue a curvatura do perfil, equidistando do extradorso e do intradorso.

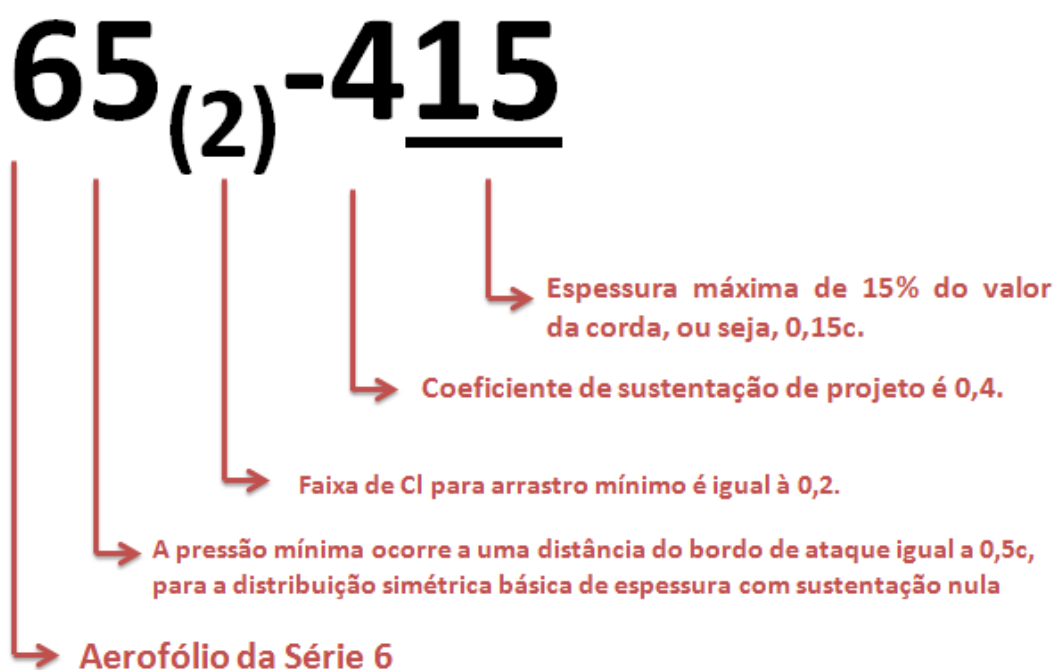
Figura 17 - Geometria típica dos aerofólios



Fonte: Sousa (2008).

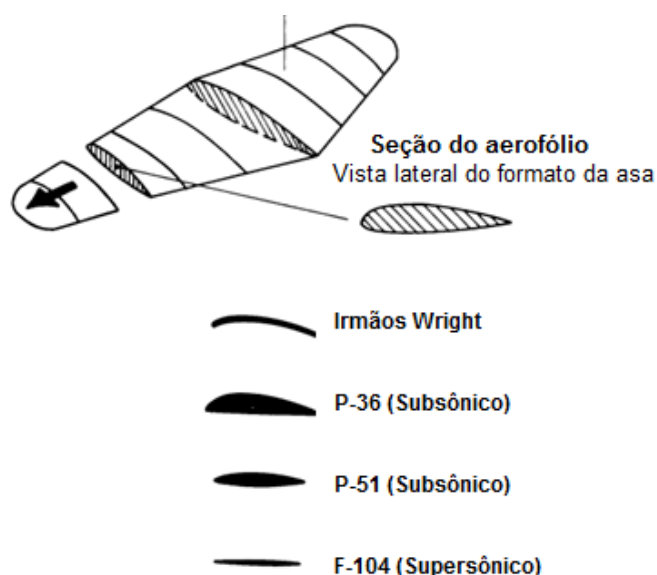
Cada perfil aerodinâmico possui suas características próprias, como coeficientes de sustentação e arrasto em determinados ângulos de ataque, comportamentos diferentes de acordo com o fluido aplicado, sendo que todas essas informações são fundamentais no projeto de um aerofólio. Henn (2012) afirma que seu comportamento teórico é obtido por meio de ensaios, como por exemplo, os realizados pelo laboratório da *Göttingen*, na Alemanha, e os ensaios realizados nos laboratórios da *National Advisory Committee of Aeronautics* (NACA), hoje denominado de NASA, nos Estados Unidos da América. Na figura abaixo é demonstrado o significado da nomenclatura do perfil NACA que será abordado nesse trabalho.

Figura 18 - Interpretação dos dígitos NACA



Fonte: Do autor (2019).

Figura 19 - Exemplos de formatos de aerofólios



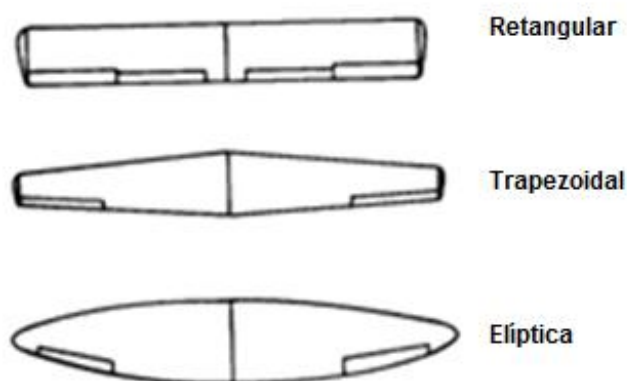
Fonte: Adaptado de NASA (1975).

### 2.3.3 Formato das asas

Além da vasta gama de perfis aerodinâmicos, Rodrigues (2014), destaca também a variedade de formatos de asas existentes, sendo que os mais comuns são as retangulares, trapezoidais e elípticas.

- **Asa retangular:** Possui baixa eficiência, considerando que a relação sustentação/arrasto que gera é inferior aos outros modelos existentes.
- **Asa trapezoidal:** Desempenho aerodinâmico excelente, devido à gradativa redução da corda ao longo da asa (reduz arrasto induzido).
- **Asa elíptica:** É a mais eficiente de todas, porém é a mais difícil de se fabricar.

Figura 20 - Vista superior dos modelos de asas

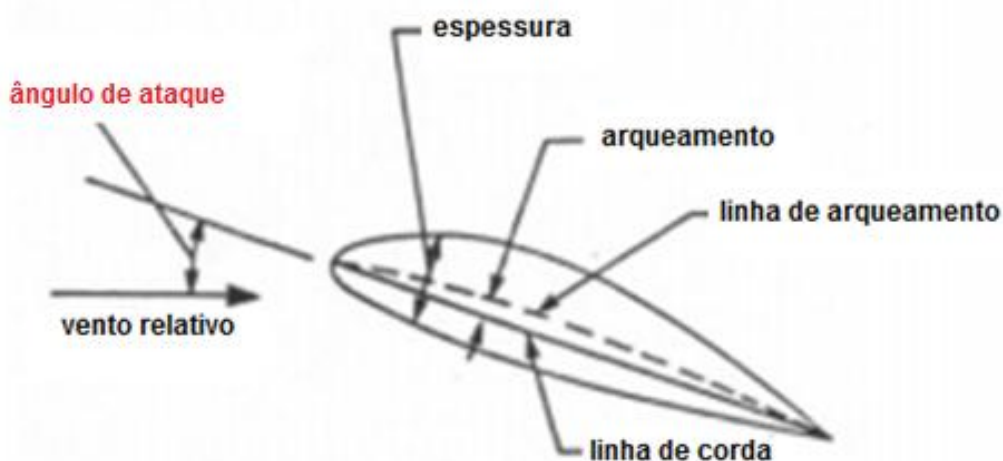


Fonte: Adaptado NASA (1975).

### 2.3.4 Principais ângulos

Além do formato das asas e perfis, alguns ângulos são de extrema importância no projeto e operação dos aviões. Os ângulos principais de estudo são ângulo de ataque ( $\alpha$ ) e ângulo de incidência ( $\theta$ ). O primeiro, é o ângulo formado entre a corda do perfil e o vento relativo. O efeito da elevação do ângulo de ataque é o aumento da sustentação e respectivamente do arrasto, até um ponto crítico (ângulo de estol). O ângulo crítico do aerofólio pode ser aumentado em até 30 graus com a utilização dos dispositivos hipersustentadores.

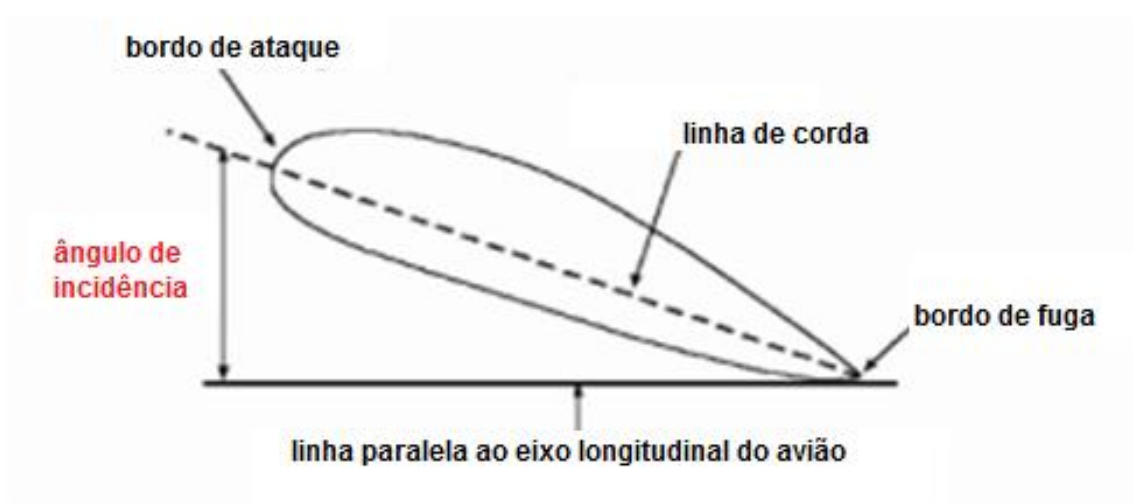
Figura 21 - Ângulo de ataque



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014).

Já o ângulo de incidência ( $\theta$ ) é o ângulo entre a corda do perfil e o eixo longitudinal da fuselagem da aeronave. Usualmente, as asas são montadas no avião formando um pequeno ângulo positivo de incidência ( $5^\circ$ ), o que lhe confere melhor performance em pousos, decolagens e voo nivelado.

Figura 22 - Ângulo de incidência

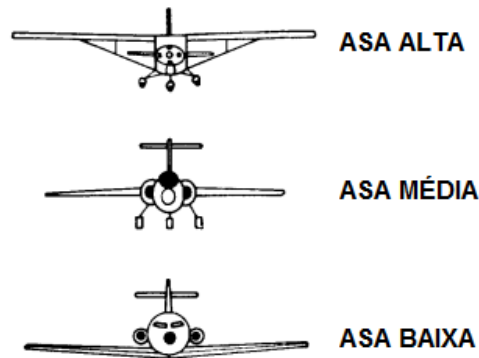


Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014).

### 2.3.5 Estrutura das asas

As asas são as estruturas elementares de sustentação do voo de um avião, e possuem inúmeros formatos e finalidades especificamente desenvolvidas para atender a proposta de cada fabricante. De acordo com a posição da asa ela pode ser alta, média ou baixa, influenciando na dinâmica de voo do avião, principalmente em relação ao vento que lhe atinge, movimento de rolagem e esteira de turbulência que é propagada após o fluxo passar pelas asas e direcionar o estabilizador horizontal. Além disso, um avião pode ser monoplane (se possuir um par de asas), biplano (se possuir dois pares de asas) e assim por diante. Segundo Talay (1975) a asa proporciona a principal força de sustentação de um avião, sendo essa obtida através da ação dinâmica dela em relação ao ar. O formato do aerofólio, da asa e sua fixação na fuselagem vai depender do seu objetivo de projeto.

Figura 23 - Aviões de asa alta, média e baixa.



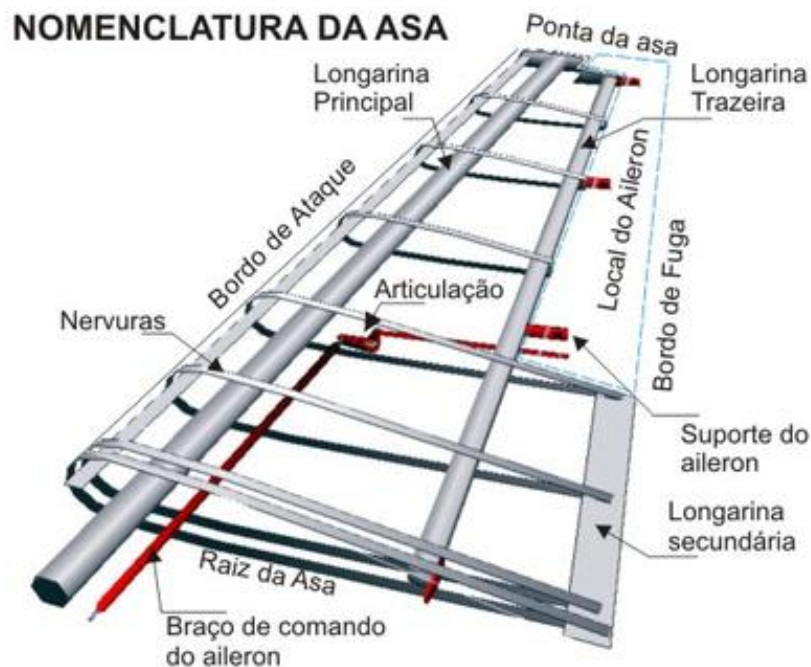
Fonte: Adaptado de NASA (1975).

### 2.3.6 Geometria alar

A estrutura de uma asa é basicamente composta por nervuras, longarinas e seus bordos.

- **Nervuras:** Proporcionam o formato aerodinâmico às asas e transmitem os esforços da superfície alar à longarina. Ligam o bordo de ataque com o bordo de fuga.
- **Longarina:** É a "viga" da asa. É o principal componente estrutural, sendo dimensionada de forma à suportar esforços cisalhantes, fletores e torcionais provenientes das cargas aerodinâmicas do voo.
- **Bordos:** Representam as partes dianteira e traseira da asa respectivamente. O bordo de ataque pode possuir elementos hipersustentadores como os slots, e o bordo de fuga possui os flapes (além de alojar os ailerons).

Figura 24 - Elementos principais da asa de um avião



Fonte: Aviação geral (2010).

## 2.4 Estol

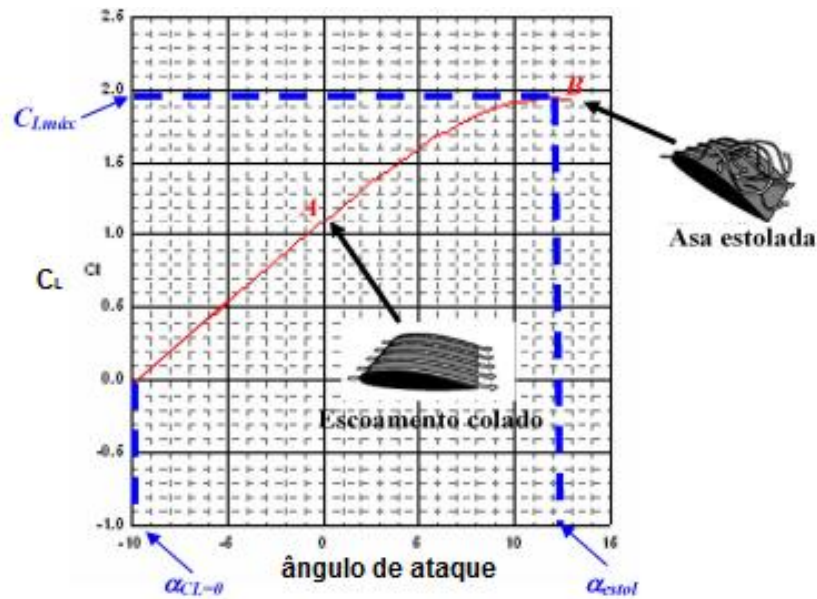
"Normalmente, o aumento do ângulo de ataque proporciona um aumento da força de sustentação até um certo ponto no qual esta diminui bruscamente. Este ponto é conhecido como estol" (RODRIGUES, 2014).

Anderson (1999), demonstra que o  $C_L$  aumenta proporcionalmente com o ângulo de ataque até um ponto crítico, denominado estol do aerofólio. A sustentação atinge um pico e em seguida cai drasticamente, à medida que o  $\alpha$  aumenta. O valor máximo de  $C_L$  é chamado de  $C_{L_{máx}}$ . A mínima velocidade em que um avião possa



manter voo reto nivelado é a Velocidade de Estol ( $V_{\text{estol}}$ ), e está relacionada com a  $C_{L\text{máx}}$ .

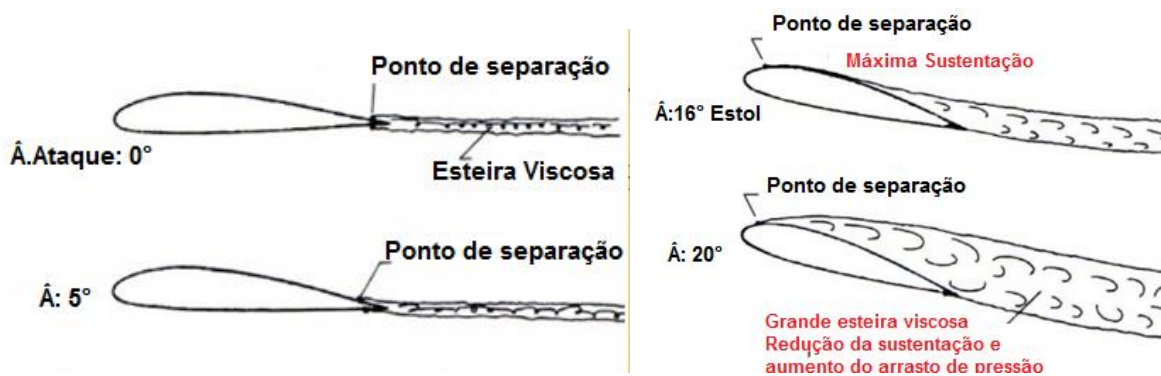
Figura 25-  $C_L$  e  $C_D$  vs ângulo de ataque



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014).

A razão da redução brusca da sustentação é a separação do escoamento que ocorre no extradorso (parte superior) do perfil, gerando também a elevação do arrasto. Quando isso ocorre, o  $C_L$  decresce drasticamente e o  $C_D$  aumenta rapidamente.

Figura 26 - Ponto de separação vs ângulo de ataque



Fonte: Adaptado de Andrade (1999).

Na figura 26 pode-se perceber que com o aumento do ângulo de ataque o ponto de separação move-se lentamente em direção ao bordo de ataque, mas se mantém relativamente próximo do bordo de fuga. Próximo ao ângulo de estol do aerofólio a separação move-se rapidamente e consequentemente o arrasto aumenta abruptamente, e a sustentação decai.

Vieira (1971), assume que a separação da camada limite dá origem à um escoamento no sentido oposto à direção geral (turbilhonamento), causando também um aumento da espessura da mesma. Esse descolamento e trilha de vórtices dependem da existência de um gradiente positivo de pressões, e quanto mais acentuada a curvatura da superfície, maior o gradiente de pressões e mais intensos os fenômenos descritos. A consequência do descolamento é a perda de energia, sendo indesejável a sua formação.

Rodrigues (2014) ressalta que o estudo do estol é de extrema importância pois proporciona dados para cálculos de desempenho das aeronaves, como as mínimas velocidades de operação, comprimentos de pista necessários e assim por diante.

O cálculo da velocidade de estol proposto por Anderson (1999) é determinado pelo  $C_{Lmáx}$ , à partir da seguinte equação:

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \infty S C_{Lmáx}}} \quad (13)$$

Sendo

- $W$  = Peso do avião
- $\rho$  = Densidade fluido
- $S$  = Área alar
- $C_{Lmáx}$  = Coeficiente de sustentação máximo

## 2.5 Dispositivos hipersustentadores

Alguns dispositivos estão disponíveis para artificialmente elevar o  $C_{L_{máx}}$  além do possível com o formato básico do avião, segundo Anderson (1999). São os chamados dispositivos hipersustentadores (*High-lift devices*), que incluem os flapes e *slats*, e quando acionados pelo comandante reduzem a velocidade de estol, sendo geralmente utilizados em operações de pousos e decolagens.

Segundo Anderson (1999), apesar da vasta opção de dispositivos hipersustentadores (*slots*, *slats*, flapes, freios aerodinâmicos e assim por diante) seu propósito em comum é a segurança em decolagens e a capacidade de pousar na menor velocidade possível, e tudo isso sem afetar as características normais de voo. Na mínima velocidade de voo (decolagem e pouso), as asas devem estar operando no  $C_{L_{máx}}$ .

Para Homa (2010), os flapes são *HLD* que servem para aumentar a curvatura ou arqueamento do perfil, aumentando assim seu coeficiente de sustentação. O ângulo crítico (estol) diminui um pouco, pois o flape produz uma perturbação no escoamento.

Os flapes devem ser utilizados para aumentar o máximo coeficiente de sustentação  $C_{L_{máx}}$ , aumentar a área da asa, ou ambos (Anderson, 1999). O  $C_{L_{máx}}$  para um aerofólio com um flape convencional é maior que um aerofólio sem flapes, e ele aumenta proporcionalmente com o ângulo de ataque. Entretanto o ângulo de estol é essencialmente o mesmo. Esse fato não ocorre com os *Slots*, onde maiores ângulos de estol são obtidos com o seu uso.

Rodrigues (2014) define os flapes como dispositivos hipersustentadores compostos por abas articuladas que são instalados nos bordos de fuga alares, e quando estendidos aumentam a sustentação (e também o arrasto) pela mudança de curvatura do seu perfil e aumento da sua área. Como mencionado anteriormente, os *HLD* são utilizados em momentos críticos do voo, como os pousos e decolagens.

Na aproximação para pouso, a deflexão máxima permite reduzir sua velocidade de aproximação evitando estol, e assim tocar o solo na menor velocidade possível, em segurança e poupando comprimento pista.

Nas operações de decolagem o ajuste correto produz uma combinação de sustentação máxima e mínimo arrasto, permitindo à aeronave percorrer uma menor distância na pista antes de atingir a sustentação necessária para decolar.

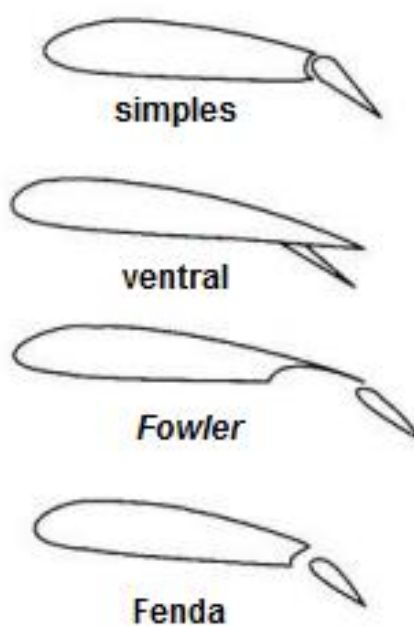
Os flapes normalmente se encontram localizados no bordo de fuga próximos à fuselagem, e possuem algumas derivações, que são demonstradas na figura 27.

Figura 27 - Posicionamento padrão dos flapes nos aviões



Fonte: Guia do aviador (2019).

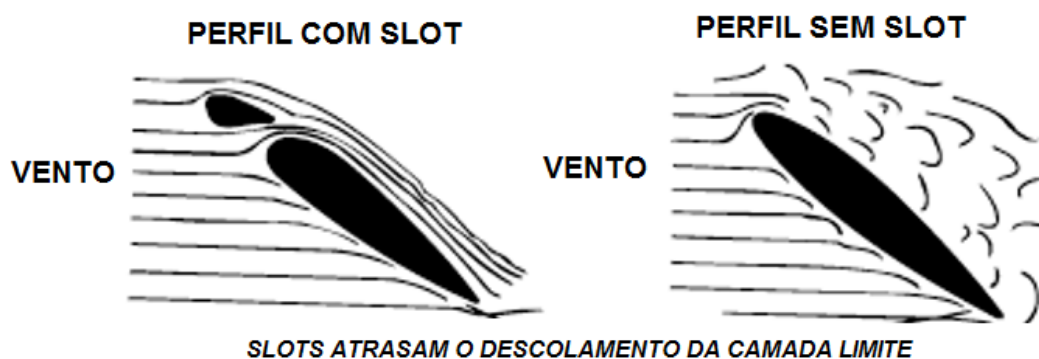
Figura 28 - Diferentes tipos de flapes



Fonte: Rodrigues (2014).

Homa (2010) diferencia os *Slots* e *Slats*, já mencionados anteriormente. O primeiro dispositivo, também chamado de ranhura, é um *HLD* que aumenta o ângulo crítico da asa sem alterar a sua curvatura, reduzindo o turbilhonamento que ocasiona o estol (a asa atinge ângulos mais elevados, produzindo mais sustentação).

Figura 29 - Princípio de funcionamento dos Slots



Fonte: Adaptado de Pilot Online (2019).

Já os *Slats* são os mesmos *Slots*, porém retráteis, ficando recolhidos em voos nivelados e sendo defletidos pela ação de molas quando são atingidos ângulos de ataque mais elevados.

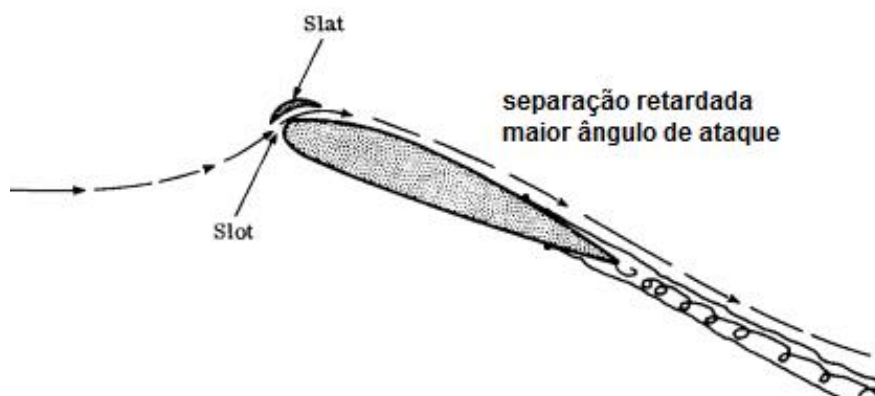
Figura 30 - Princípio de funcionamento dos Slats



Fonte: Adaptado de Boldmethod (2019).

Vieira (1971) fornece uma explicação mais científica para o funcionamento dos *HLD*, sendo que o *Slat* atua acelerando as partículas na camada limite, fornecendo energia cinética e retardando o descolamento. Já os flapes fazem uma sucção da camada limite, removendo partículas desaceleradas do escoamento do extradorso. Ambos dispositivos descritos aumentam os coeficientes de sustentação em cerca de 50%, considerando um mesmo ângulo de ataque.

Figura 31 - Funcionamento dos Slat



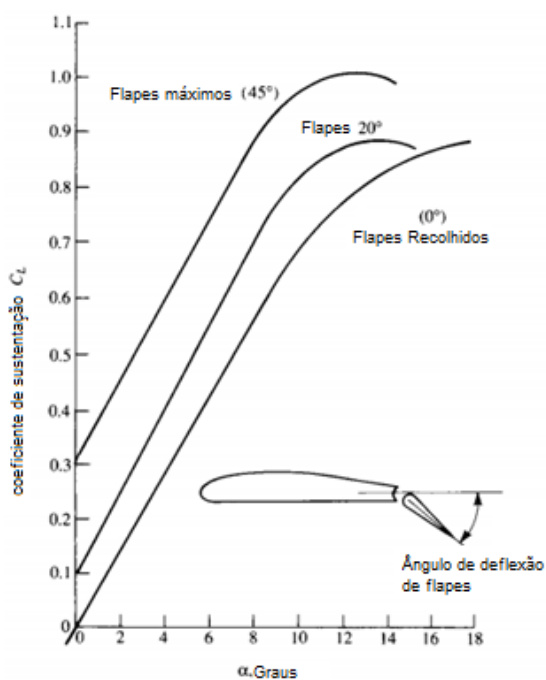
Fonte: Adaptado de Anderson (1999).

Figura 32 - Comparação da turbulência com flapes e sem flapes



Fonte: Adaptado de FLY8MA (2016).

Figura 33 - Coeficiente de sustentação VS deflexão dos flapes



Fonte: Anderson (1999).

O  $C_{Lm\acute{a}x}$  obtido após o uso dos flapes pode ser estimado pela aplicação da seguinte equação proposta por Rodrigues (2014).

$$C_{Lm\acute{a}xcf} = (1 + x) \cdot C_{Lm\acute{a}xsf} \quad (14)$$

Onde X representa a fração da corda estendida em função da utilização dos flapes.

## 2.6 Simulação computacional de fluidos

Versteeg e Malalasekera (2007) definem a dinâmica computacional de fluidos (CFD) como a análise de sistemas envolvendo escoamentos, transferência de calor e outros fenômenos, como reações químicas em termos de simulações computacionais. Algumas das áreas de aplicação incluem aerodinâmica de aeronaves e veículos (sustentação e arrasto), hidrodinâmica de navios e até engenharia biomédica (circulação sanguínea através de veias e artérias).

Munson *et.al.* (2004) propõe que os métodos numéricos são muito utilizados atualmente pela alta velocidade de processamento dos novos computadores. O número de soluções analíticas das equações que descrevem fluidos newtonianos (Navier Stokes) é bastante reduzido, mesmo que não se tratem de equações recentes. Os computadores então aproximam essas soluções e tornaram possível a simulação.

Segundo Souza (2011), Dinâmica Computacional dos Fluidos (CFD) é um conjunto de modelos matemáticos e de métodos numéricos baseados na capacidade de processamento computacional, utilizada para simular o comportamento de sistemas que envolvem escoamento de fluidos, trocas térmicas, reações químicas, entre outros processos.

Anderson (1995), define que a simulação computacional é a arte de substituir as integrais ou derivadas parciais em equações discretizadas em formas algébricas, que são resolvidas com o intuito de obter valores para os campos de escoamento em pontos do tempo e espaço

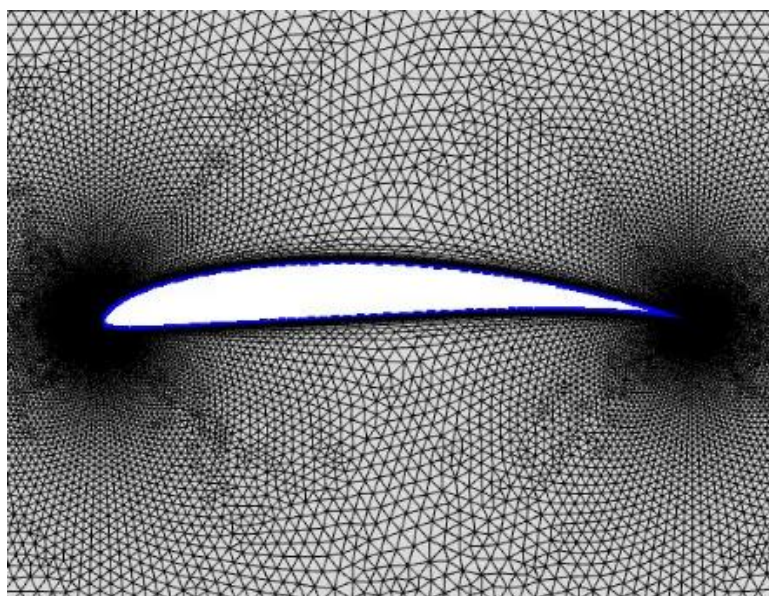
De acordo com Versteeg e Malalasekera (2007), todos os códigos de solução de equações por meio de computadores possuem três elementos principais:



**A) Pré-processamento:** É a inserção do problema no programa *CFD*, detalhamento da geometria do escoamento. Nessa etapa é criada a geometria 3D em software CAD e importada para o simulador. Então é gerada a malha computacional, selecionado seu modelo e nível de refino (deve-se levar em conta as limitações de poder de processamento). É escolhido o modelo matemático, fluido e equações que serão utilizadas na resolução, assim como também as condições de contorno.

A malha representa o domínio (formato) de interesse na simulação, e quanto maiores os números de "nós" dessa malha, maior a aproximação dos resultados, e também maior a necessidade de poder de processamento e tempo. Geralmente as malhas são mais refinadas em áreas com grandes variações, e mais grosseiras em regiões com mínimas mudanças.

Figura 34 - Exemplo de malha gerada para simulação de um aerofólio



Fonte: CFD Online (2019).

**B) Solução Numérica:** Existem três formas de resolver as equações, o método das diferenças finitas, dos elementos finitos e volumes finitos, e o método dos elementos de contorno. Nesses métodos, o campo de escoamento é descrito em função de valores discretos e relativos às posições. Essa metodologia permite que as equações diferenciais sejam substituídas por equações algébricas, que então são resolvidas pelo computador. Os passos para a solução do problema são; Integração das equações governantes nos volumes de controle do domínio, a discretização



(conversão das integrais em equações algébricas) e a solução algébrica das equações por um método iterativo.

**C) Pós-processamento:** Representa a visualização e análise dos resultados. Nessa etapa, é possível a plotagem das informações em gráficos, visualização da simulação em animações, e principalmente, análise da coerência das informações obtidas, checando assim se não há necessidade de alteração das informações processadas, qualidade e refinamento de malha, e etc. É possível validar o modelo comparando-o com dados experimentais ou analíticos, e tirar as conclusões.

### 2.6.1 Modelos de turbulência

Analisar fenômenos que envolvem turbulência é um grande desafio, mas extremamente importante para prever situações que podem vir à ocorrer e interferir no estudo. Nesse sentido, as ferramentas CFD são uma grande vantagem, pois permitem a adoção de modelos matemáticos que simulam a presença de turbulência no escoamento.

Para Versteeg e Malalasekera (2007), modelo de turbulência é um procedimento que visa aproximar o sistema de equações para possibilitar o cálculo de uma vasta amplitude de problemas. Os modelos de turbulência mais comuns são apresentados à seguir.

**RANS:** Segundo iESSS (2011), o método RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes - Modelos da turbulência baseado nas equações de Navier-Stokes médias no tempo) é o modelo de turbulência mais utilizado. As equações do RANS são formuladas em termos de tempo e média do campo de escoamento (velocidade, pressão, densidade e temperatura). Ou seja, oscilações da turbulência são desconsideradas, e as equações tornam-se mais simples para o processo CFD.

**k- $\epsilon$ :** Para Wilcox (1993), o modelo k- $\epsilon$  é o mais popular de duas equações, possuindo uma equação de transporte para energia cinética turbulenta (k) e uma para a sua dissipação ( $\epsilon$ ). Karthik (2011), defende que o modelo possui facilidade de implementação, cálculos estáveis e boa assertividade. Entretanto os resultados do

modelo quando se tratam de turbilhões, fluxos de alta separação e turbulência anisotrópica são ruins, sendo eficiente apenas para fluxos completamente turbulentos.

**Spalart- Allmaras:** Segundo Spalart (2000), é um modelo que soluciona a equação de transporte modelada para a viscosidade cinemática turbulenta. Sendo desenvolvida especificamente para aplicações aeroespaciais, demonstra resultados muito bons em situações de elevado gradiente de pressões na camada limite (o caso da asa de um avião).

### **3 METODOLOGIA**

O presente capítulo apresenta a metodologia que será utilizada para a simulação computacional do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>-415 com a utilização de flapes planos. Inicialmente será descrita a metodologia de pesquisa na qual esse trabalho foi baseado, e em seguida serão numeradas as etapas utilizadas para a construção do modelo numérico.

#### **3.1 Metodologia da pesquisa**

##### **3.1.1 Classificação quanto ao modelo de pesquisa**

Segundo Gil (2010) e Collis; Hussey (2005), a pesquisa é classificada segundo a sua finalidade, que pode ser exploratória, explicativa e descritiva. O estudo exploratório tem por objetivo aproximar o pesquisador do problema, maximizando seus conhecimentos. E Richardson (1999) afirma que a pesquisa exploratória aprofunda conhecimentos para procurar explicações das causas e consequências.

Para Rudio (1985), as pesquisas descritivas não se limitam apenas à descoberta, mas também à analisar e classificar os fatos. Oliveira (1999) ainda recomenda que a aquisição de dados de uma pesquisa descritiva seja feita por meio exploratório, pelo planejamento rigoroso.

Levando em consideração a descrição proposta, esse trabalho possui natureza exploratória descritiva, visto que tem por objetivo maximizar os

conhecimentos do autor sobre determinado assunto por meio da pesquisa de referenciais, analisar a relação entre variáveis, e gerar uma conclusão à cerca do procedimento realizado.

### **3.1.2 Método de análise dos dados**

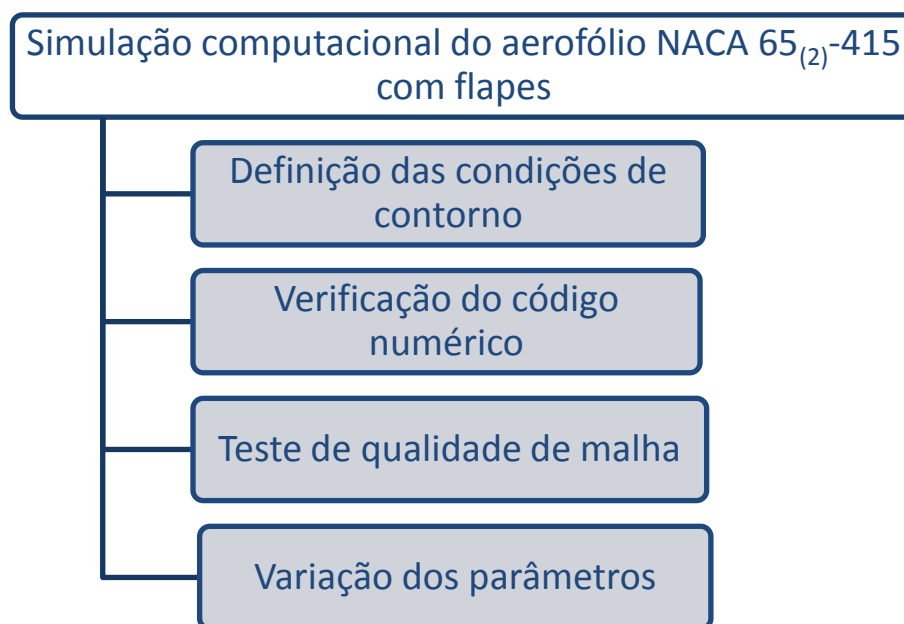
Martins (2004), define que a pesquisa qualitativa emprega diferentes métodos de coleta de dados, analisando "microprocessos" envolvidos em ações sociais, ao passo que os procedimentos quantitativos se baseiam em textos e gravuras, e usam estratégias diversas para investigação. A pesquisa quantitativa pode ser entendida como método que centraliza sua preocupação no exame dos dados, nas tabelas, nos números. Marconi e Lakatos (2009), afirmam que na pesquisa quantitativa, a representação dos dados é feita pelo uso de técnicas quânticas de análise, e seu resultado dinamiza o processo de relação entre as variáveis.

Assim, pode-se classificar essa pesquisa como quantitativa, visto que os dados são quantificáveis, numéricos, sendo coletados, combinados e analisados por técnicas exatas, sem segundas interpretações.

### **3.1.3 Procedimento metodológico**

A metodologia proposta para o desenvolvimento do estudo abrange todas as condições e etapas necessárias para a simulação computacional do aerofólio com seu dispositivo de hipersustentação (flape). A figura 35 representa os procedimentos metodológicos adotados neste trabalho.

Figura 35 - Metodologia proposta para o desenvolvimento do trabalho



Fonte: Do autor (2019).

### 3.1.4 Simulação computacional do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>-415 com flapes

Essa seção apresenta os passos que serão tomados para a simulação computacional do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>415 com a utilização de flapes.

### 3.1.5 Definição das condições de contorno

Essa etapa do trabalho visa definir todas as condições de contorno que serão aplicadas à simulação computacional, como características do aerofólio, regime de escoamento e simplificações.

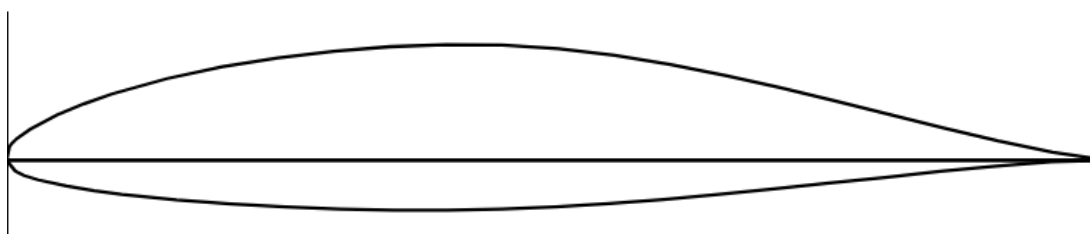
**A) Aerofólio analisado:** O aerofólio que será estudado é o NACA 65<sub>(2)</sub>415, pertencente à família dos 6 dígitos. A escolha do aerofólio é devido ao conhecimento prático do autor sobre seu desempenho, na aeronave Embraer 720C (Minuano), e também a escassez de avaliações numéricas do mesmo, sendo estudado pela NASA no ano de 1950, de forma prática em túneis de vento no centro de pesquisa de Langley, na Virgínia.

Figura 36 - Embraer 720C com os flapes defletidos



Fonte: Do autor (2019).

Figura 37 - Aerofólio NACA 65(2)-415



Fonte: Airfoiltools (2019).

**B) Software CFD:** Todas as simulações serão realizadas no Software Ansys *Fluent*, sendo um programa que contém as configurações necessárias para uma simulação de escoamento tanto laminar quanto turbulento.

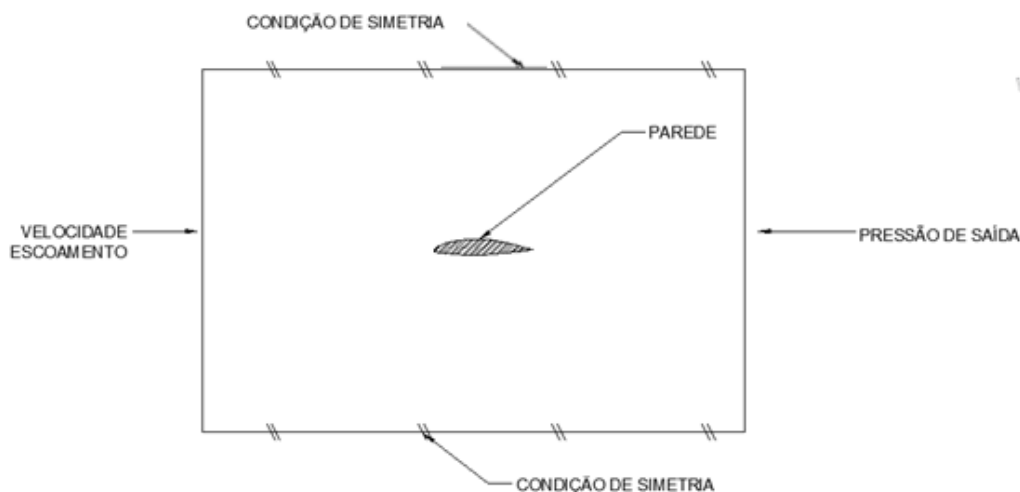
**C) Bidimensional:** A análise realizada será bidimensional (2D), considerando apenas o perfil do aerofólio estudado, suas deflexões de flape e ângulos de ataque.

**D) Características do escoamento:** O fluido utilizado será o ar atmosférico nas condições padrão, fluido incompressível, regime permanente e escoamento isotérmico.

**E) Representação do domínio:** Para realizar a simulação será criado um domínio com limites definidos (pode ser comparado às paredes de um túnel de vento), visando concentrar o poder de processamento apenas na região de interesse, tomando o devido cuidado para que sua dimensão seja grande o bastante para não interferir no escoamento. Os limites inferior e superior serão configurados na

condição de simetria e não deslizamento. O aerofólio centrado no domínio terá a condição de parede. A velocidade do escoamento será definida na entrada, e na saída será configurada a pressão. Ou seja, quem se moverá será o escoamento de ar, e o aerofólio fica estático.

Figura 38 - Domínio da simulação computacional

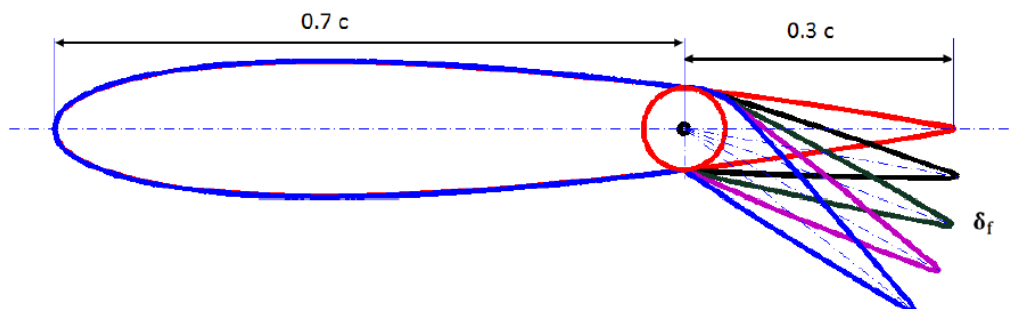


Fonte: Do autor (2019).

### 3.1.6 Verificação do código numérico

Com o intuito de verificar e validar a metodologia aplicada na análise numérica do aerofólio, inicialmente será feita uma simulação computacional configurada de acordo com o trabalho de Obeid *et.al.*(2017), onde foram obtidos resultados de boa precisão em relação à dados experimentais para o aerofólio NACA 0015. A escolha dos autores foi feita em razão da utilização do modelo de turbulência, pela simplificação da deflexão do flape (sem fenda), boa descrição das condições de contorno e comparação com dados experimentais.. A figura 39 ilustra a simplificação de deflexão de flapes que também será adotada no aerofólio em estudo.

Figura 39 - Simplificação da deflexão dos flapes



Fonte: Obeid *et.al.* (2017).

### 3.1.7 Teste de qualidade de malha

Com o objetivo de excluir variações no resultado final das simulações que estejam relacionadas à discretização do problema, é feito o teste de qualidade de malha. Para a situação de maior esforço computacional (maior  $\alpha$ ) serão feitas sucessivas simulações aumentando a quantidade de elementos progressivamente (refinando), até o ponto na qual a adição de elementos não altere significativamente o resultado final. Essa metodologia também visa reduzir o tempo dedicado à cada simulação, exigindo apenas o esforço computacional necessário.

### 3.1.8 Iterações analisadas

As iterações estudadas na simulação do aerofólio foram escolhidas de acordo com o relatório do estudo da NASA, objetivando gerar valores de  $C_L$  em três estágios da curva  $C_L$  vs  $\alpha$  com a deflexão de flape de  $55^\circ$ , essas informações estão dispostas à seguir em forma de tabela.

Tabela 2- Iterações estudadas no trabalho

Ângulo de ataque ( $\alpha$ )	Ângulo de deflexão de flapes
$-8^\circ$ ; $0^\circ$ ; $8^\circ$ e $10^\circ$	$55^\circ$

Fonte: Do autor (2019).



## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Com o objetivo de analisar a efetividade da metodologia proposta para a comparação entre testes práticos do NACA 65<sub>(2)</sub>415 em túnel de vento e a aproximação numérica, o presente capítulo demonstra os resultados obtidos e a discussão sobre eles.

### 4.1 Verificação do código numérico

Como já mencionado anteriormente, foi escolhido o trabalho de OBEID *et al.*(2017) para verificar se a metodologia de configuração do software Ansys efetuada pelo autor e orientador são aceitáveis. Desta forma, foi reproduzida a situação na qual o NACA 0015 foi simulado para um ângulo de ataque de 10°, e flapes também 10° defletidos.

As coordenadas do aerofólio foram obtidas no site da *Airfoiltools.com*, assim como OBEID *et al.*(2017), e plotadas no software Javafoil, ferramenta simplificada que permite modelar situações como ângulos de ataque, deflexão de flapes em função da corda, modelagem de curvatura, e etc.

A corda do aerofólio é de 1m, utilizando número de Reynolds=  $10^6$ , número de Mach calculado para 0,04296278, obtida pela equação 5. Para facilitar a geração da malha e análise computacional, o aerofólio e a superfície de flape defletida foram construídos em uma única geometria (sem fenda), sendo a superfície defletida tendo a dimensão de 0,3c (30% da corda). Foram utilizadas malhas de formato

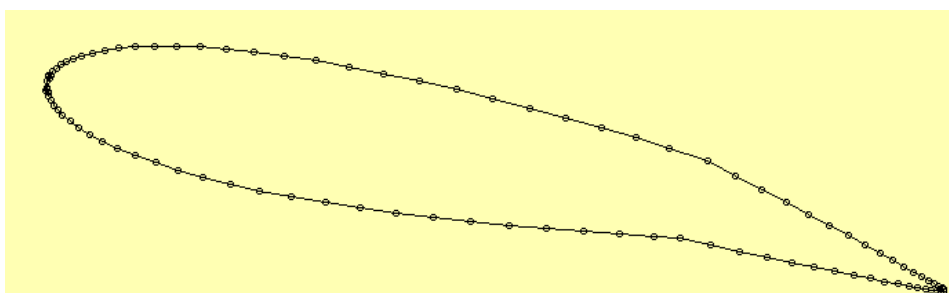
triangular, como padrão *standard* do ANSYS., sendo o maior diâmetro de 49,2 C e o menor 12,3c.

As condições de contorno para a simulação foram campo de pressões no domínio periférico e condição de parede estacionária baseada em *Riemann Invariants*, e corrente livre no infinito, número de Mach e condições estáticas especificadas.

As configurações dos parâmetros foram: *Solver* independente do tempo baseado na pressão, modelo de turbulência k-epsilon para analisar o fluxo na camada limite sobre o aerofólio. O fluxo de ar é considerado incompressível. O simples esquema de gradiente Green-Gauss cell-based implícito na formulação de velocidade de pressão é utilizado.

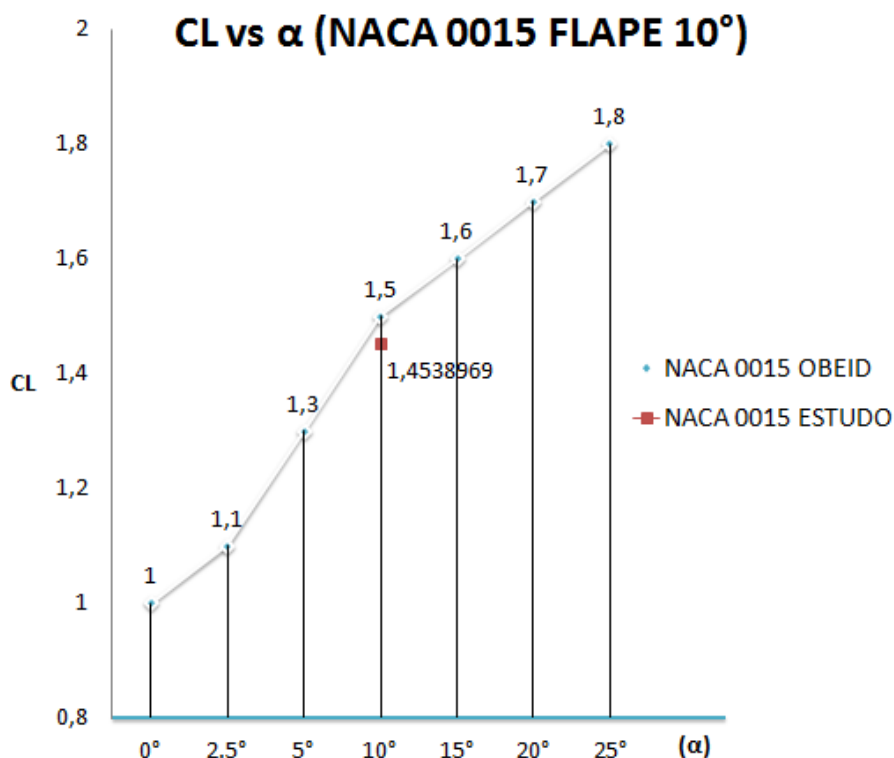
Na figura 40 demonstra-se o aerofólio NACA0015 gerado e importado do Javafoil.

Figura 40- Aerofólio NACA0015 Flape 10° Ataque 10° no Javafoil



Fonte: Do autor (2019).

O resultado da simulação do aerofólio acima (no Ansys) é comparado graficamente com os resultados de Obeid, e segue abaixo:

Tabela 3- CL vs  $\alpha$ 

Fonte: Do autor (2019).

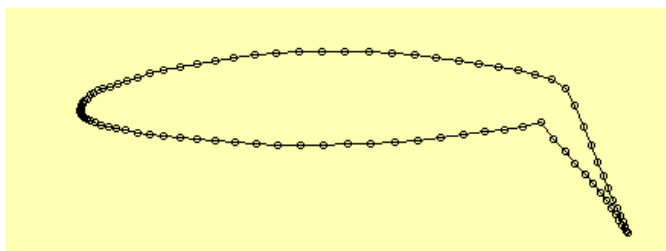
Verificou-se um valor de coeficiente de sustentação igual à 1.4538969, que quando comparado o valor obtido por OBEID *et al.*(2017) na mesma situação (1,5) demonstram que a diferença de resultados é na ordem de 3,73%, podendo ser interpretada como advinda da diferença de modelagem dos nós, tamanho do domínio ou até critério de convergência utilizado.

Após o resultado, foi considerada concluída a verificação de setup do Ansys, com resultado próximo e aceitável. Seguindo adiante com o trabalho em sí.

#### 4. 2 Simulação computacional do aerofólio NACA 65<sub>(2)</sub>415

Da mesma forma que o aerofólio anterior, o NACA65<sub>(2)</sub>-415 foi gerado e modelado no software Javafoil, e importado para o Ansys por meio das coordenadas resultantes.

Figura 41- Pontos do aerofólio e flâpes gerados no software Javafoil

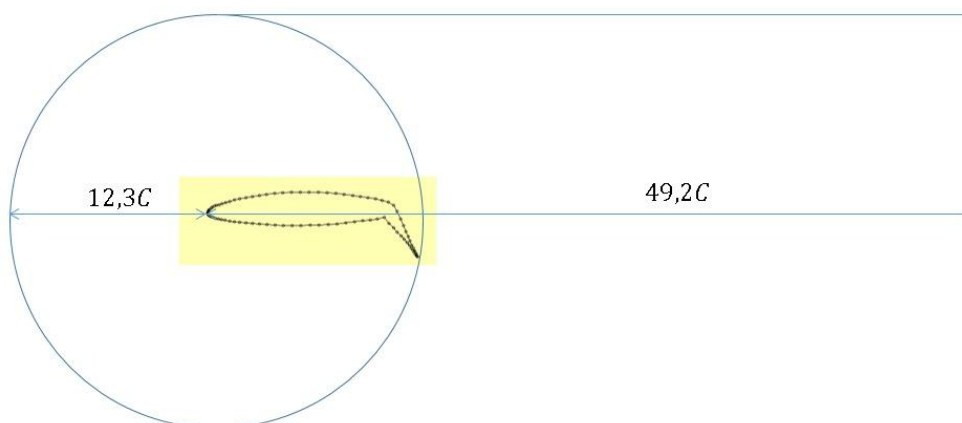


Fonte: Do autor (2019).

As condições impostas ao software Ansys foram semelhantes ao executado na análise anterior, com número de Mach especificado e correspondente à  $Re = 10^6$  (para uma corda de 2 pés) condição de parede do aerofólio, modelo de turbulência de Spalart Allmaras e critério de convergência de  $10^{-4}$ .

O domínio criado para a simulação do aerofólio tem o formato de entrada esférico e jusante quadrangular, como é demonstrado na figura abaixo:

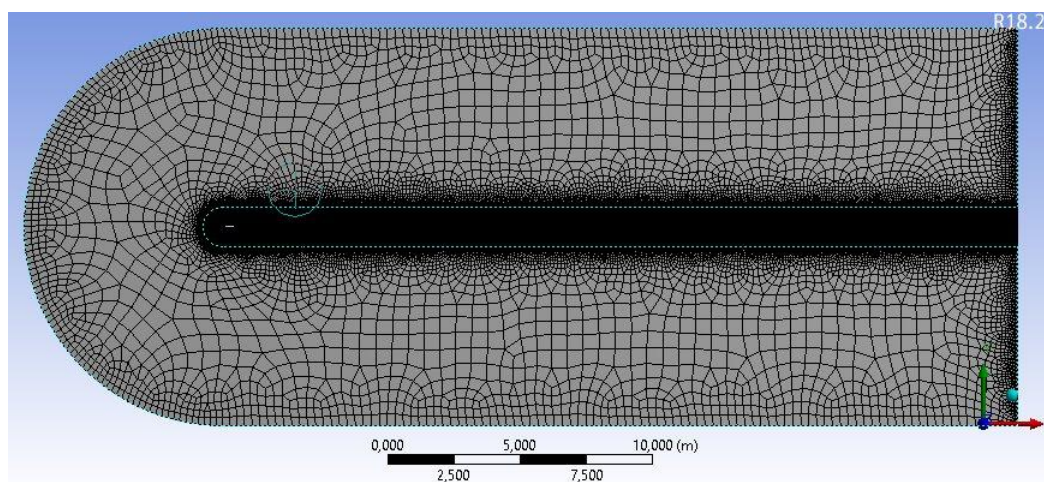
Figura 42- Esquema do domínio criado para a simulação



Fonte: Do autor (2019).

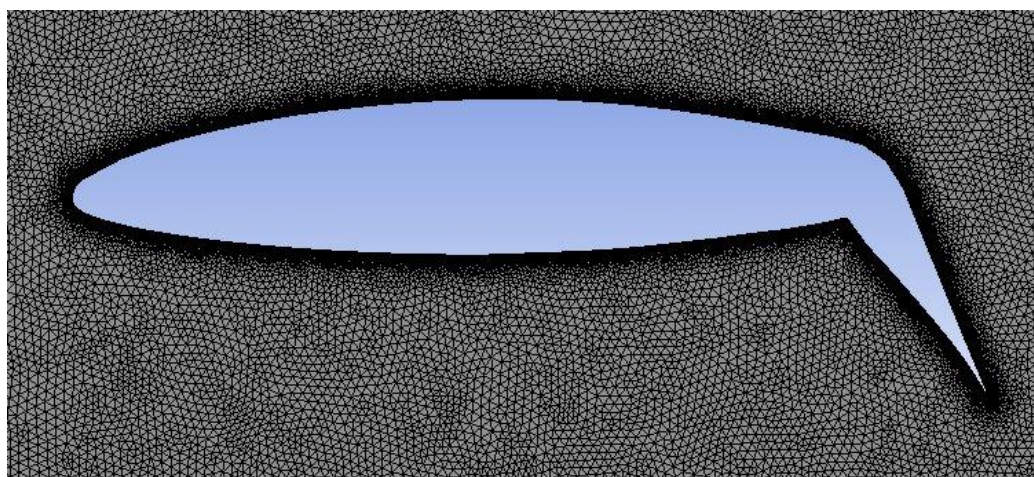
A malha gerada para a análise tem formato triangular e disposta em cerca de 550513 nós, resultando em 797303 elementos. A figura 43 mostra o domínio de forma macro, e as figura 44 e 45 de forma mais aproximada.

Figura 43- Macro vista do domínio gerado para a simulação



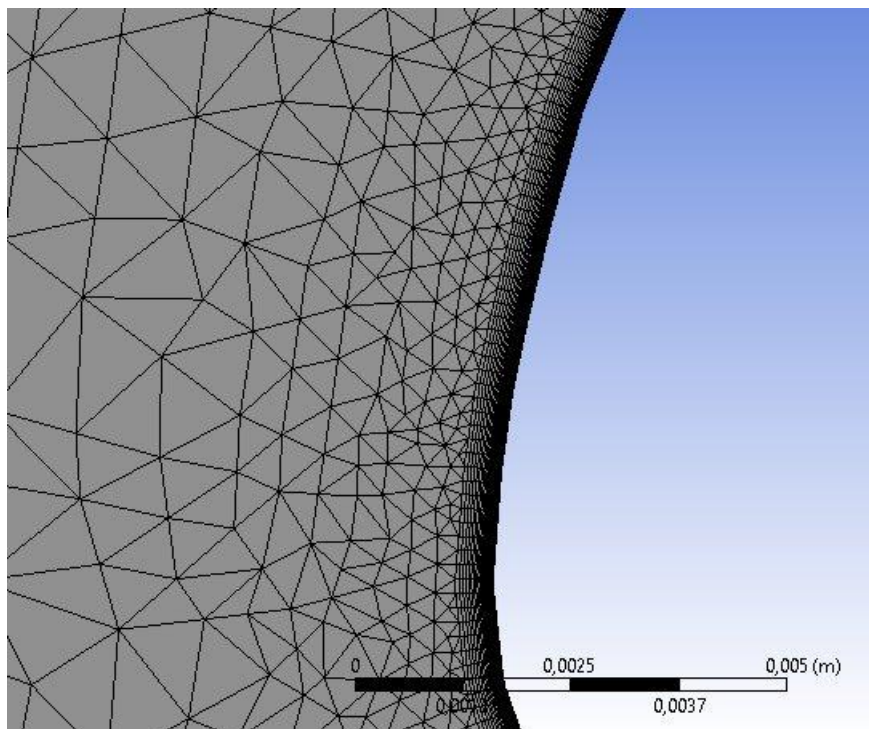
Fonte: Do autor (2019).

Figura 44-Vista aproximada da malha computacional



Fonte: Do autor (2019).

Figura 45- . Vista dos nós da malha no bordo de ataque do aerofólio

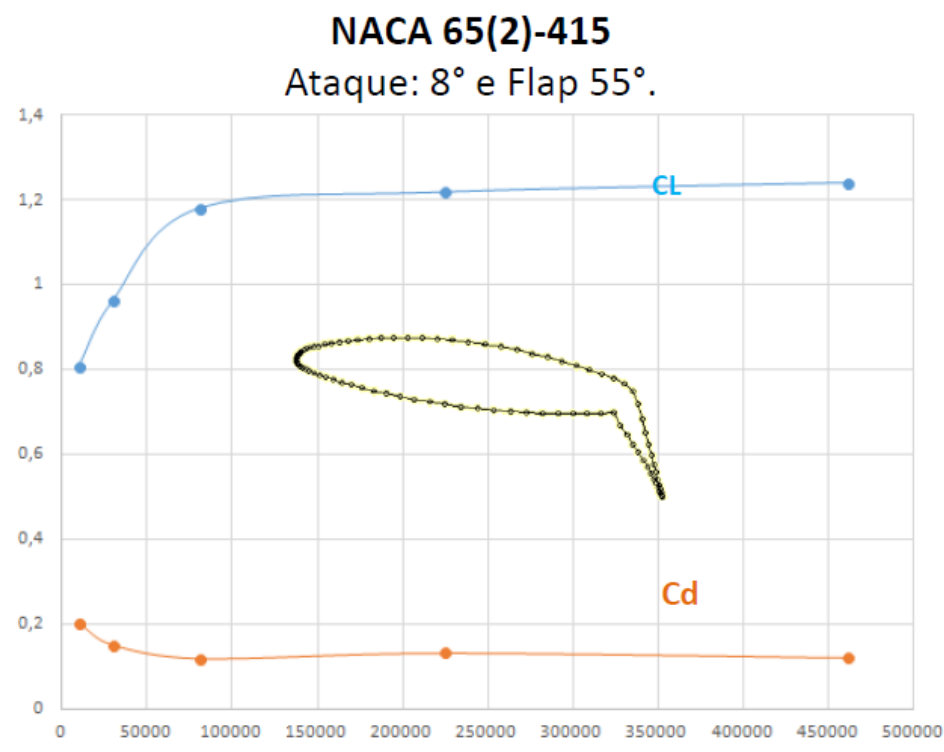


Fonte: Do autor (2019).

#### 4.2.1 Teste de qualidade de malha

O teste de qualidade de malha foi realizado sob as configurações descritas anteriormente. Foi escolhida uma iteração de mediana dificuldade de processamento, como é o caso do ângulo de ataque de  $8^\circ$  (com os  $55^\circ$  de flapes). Foram realizadas sucessivas simulações aumentando gradativamente o número de cálculos, e comparando a variação dos coeficientes de arrasto e sustentação, como são mostrados na imagem abaixo. À partir de cerca de 275000 elementos a variação dos coeficientes se tornou desprezível, tornando esse número uma referência no limite de equações atribuídas.

Figura 46- Teste de qualidade de malha



Fonte: Do autor (2019).

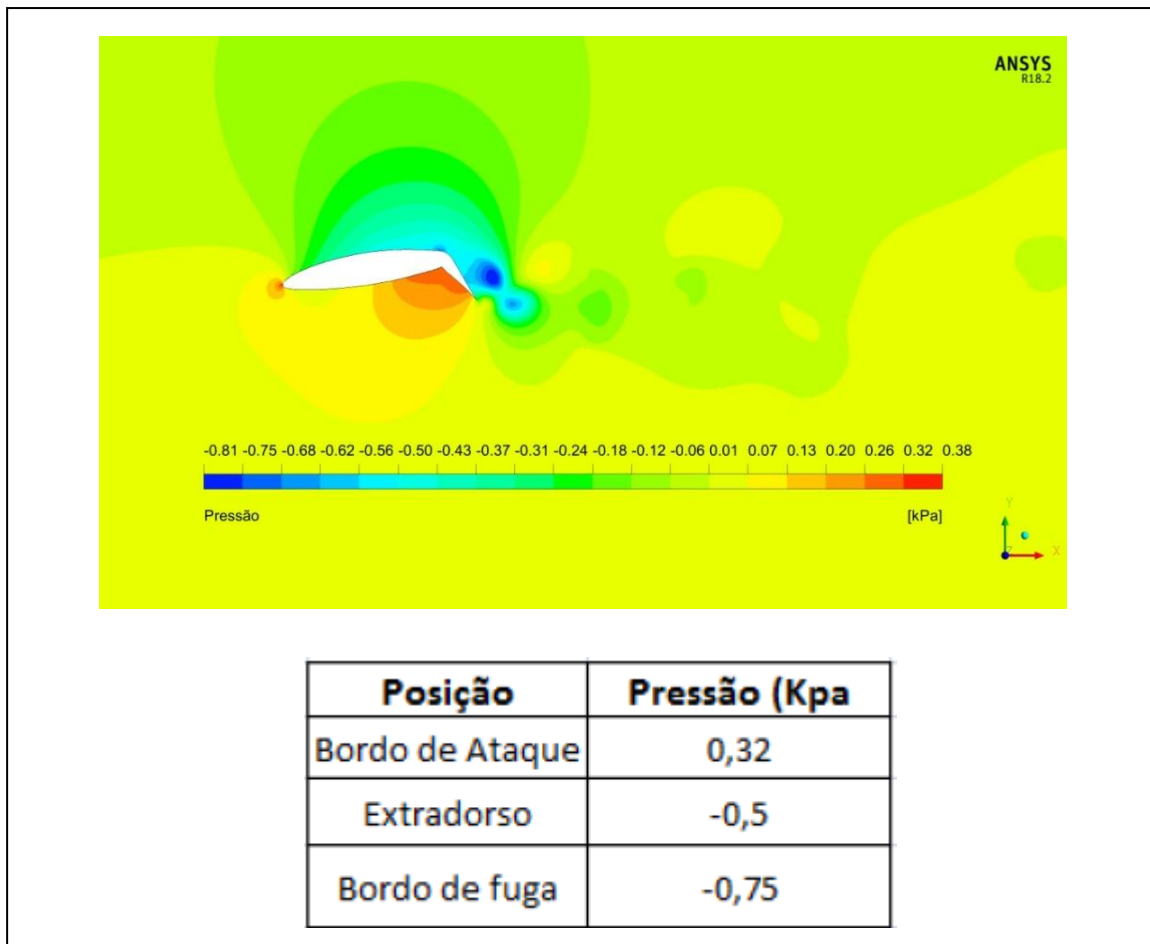
#### 4.2.2 Variação de parâmetros

Como mencionado anteriormente, o parâmetro alterado ao longo das simulações foi o ângulo de ataque para uma deflexão de flape de 55°. Os ângulos de ataque selecionados foram de -8°, 0°, 8° e 10°, objetivando ter valores próximos do ponto de inflexão da curva coeficiente de sustentação vs ângulo de ataque (curva de estol).

As imagens seguintes mostram os resultados das distribuições de pressão e velocidades entorno do NACA 64(2)415, para uma deflexão de flape de 55°

### 1) Ataque -8°

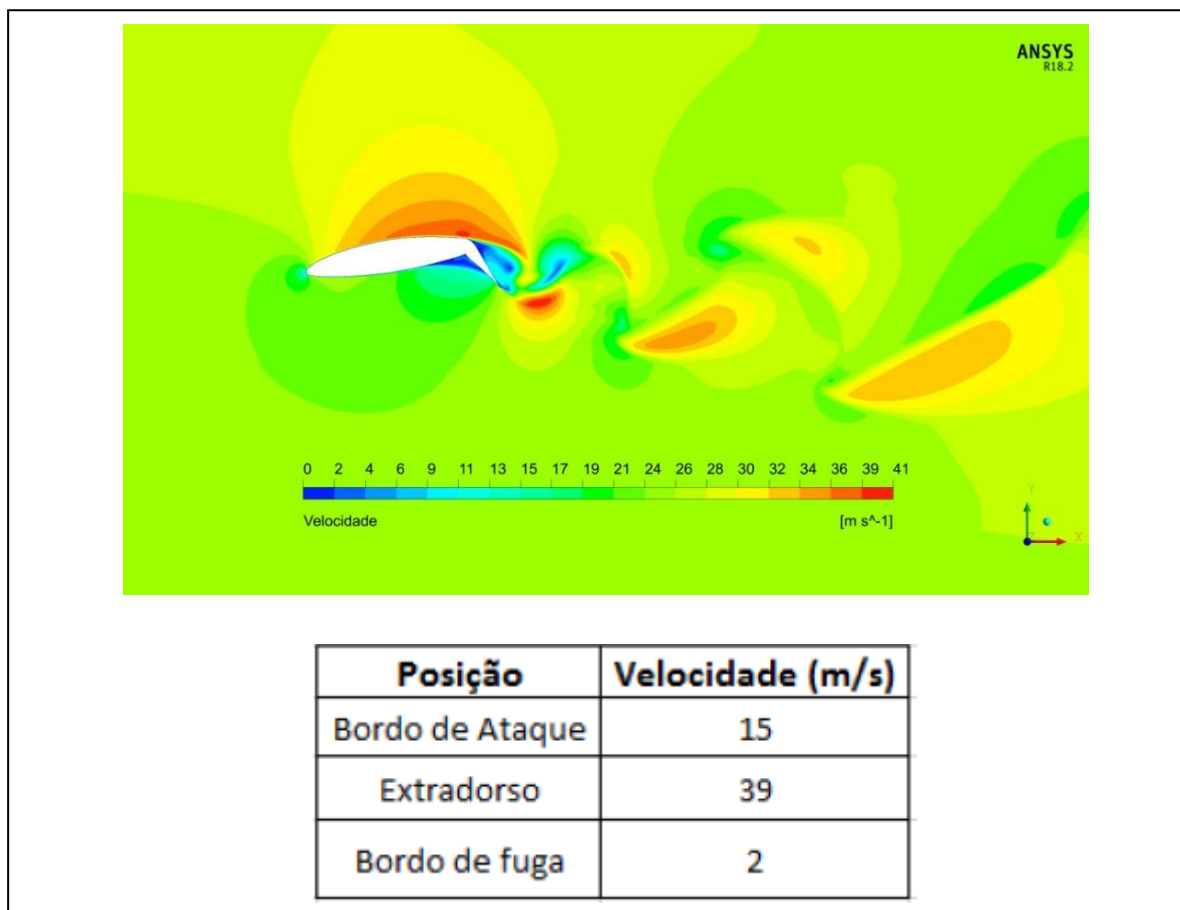
Figura 47- Distribuição de pressões sobre o aerofólio com ataque -8°



Fonte: Do autor (2019).



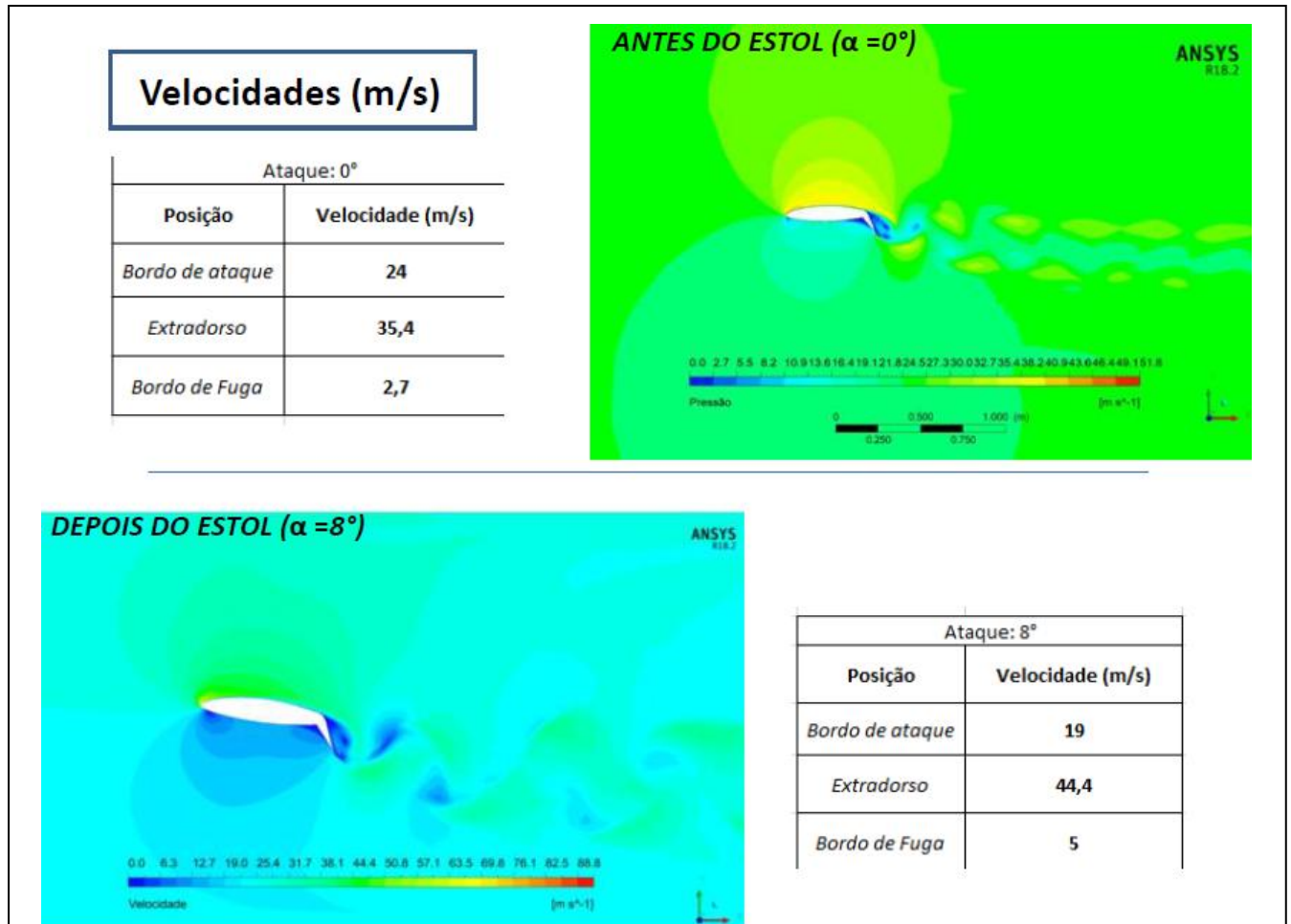
Figura 48- Distribuição de velocidades sobre o aerofólio com ataque -8



Fonte: Do autor (2019)

## 2) Comparação das velocidades antes e depois do ESTOL

Figura 49- Perfil de velocidades na transição de estol.



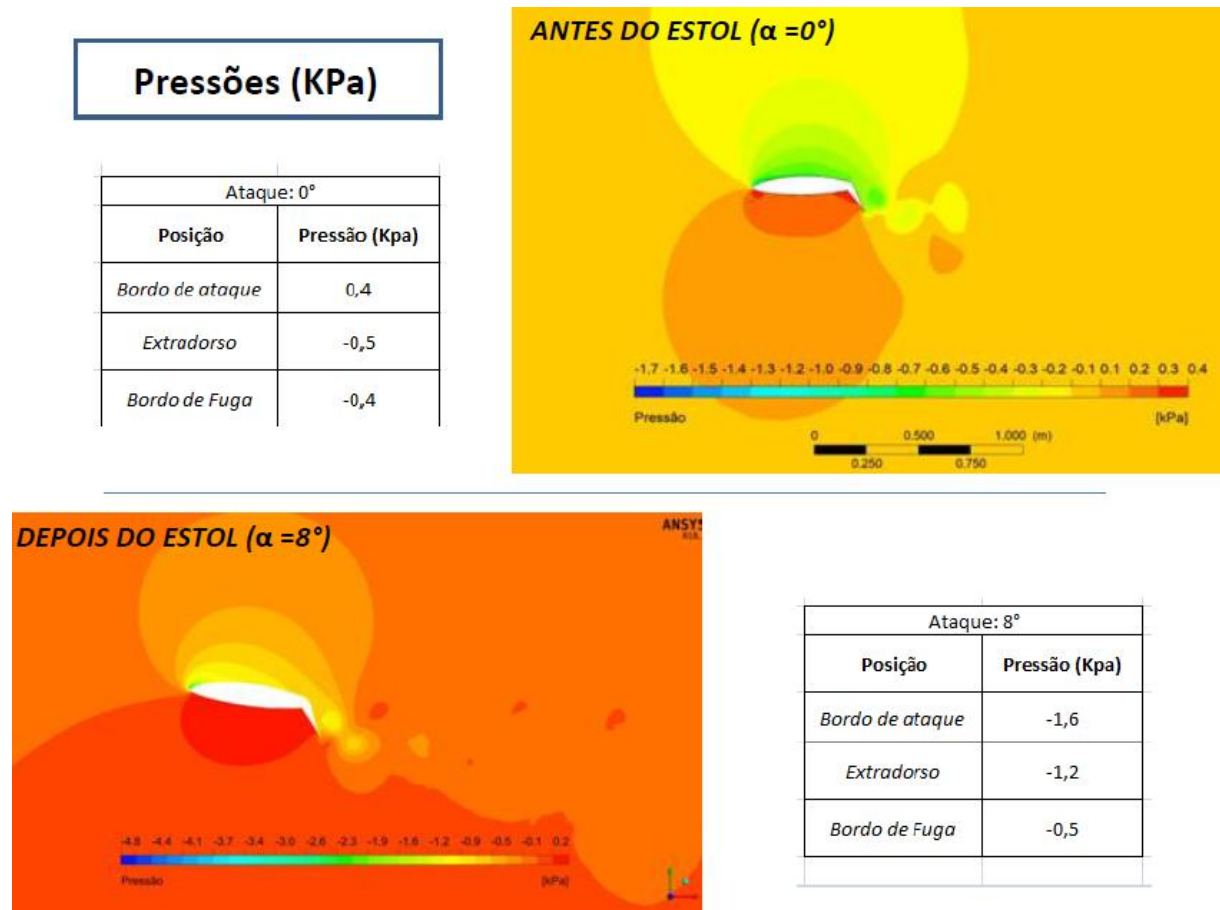
Fonte: Do autor (2019).

Pode-se constatar que a distribuição de velocidades ocorre de forma coerente com a teoria, sendo a maior velocidade registrada no extradorso do aerofólio, causada pela queda de pressão do  $\alpha = 0^\circ$  até o  $\alpha = 8^\circ$  (visível na figura 50), sendo esse princípio o chamado Bernoulli, descrito anteriormente. O mesmo comportamento é perceptível nas próximas iterações, o ângulo de ataque vai sendo aumentado e ao ponto que a pressão no extradorso cai, a velocidade aumenta (e vice versa). A turbulência na saída (bordo de fuga) é crescente (percebe-se a amplitude da oscilação do escoamento turbulento), e mesmo que o aerofólio demonstre características de continuar produzindo sustentação (queda de pressão e

aumento de velocidade), é necessário analisar os coeficientes de sustentação e arrasto, para ver em qual ângulo ocorre o estol.

### 3) Comparação das pressões antes e depois do estol.

Figura 50- Perfil de pressões na transição de estol.

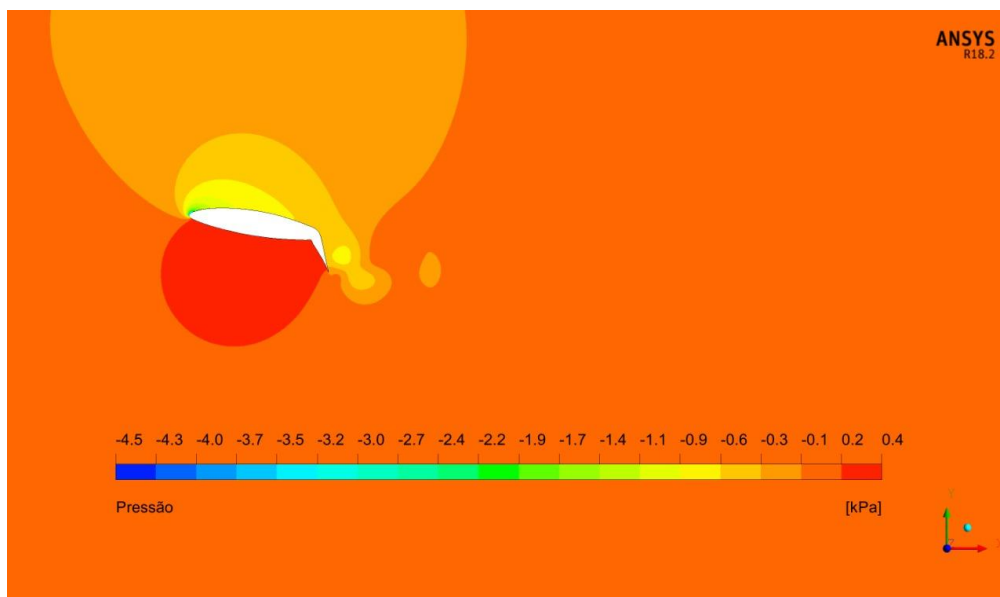


Fonte: Do autor (2019).

Percebe-se a queda brusca de pressão ocorrida em todo o aerofólio, com o pico no extradorso. Essa variação brusca ocorre tanto pelo ângulo de ataque quanto pela deflexão de flape, que já causou um grande arqueamento prévio na asa. A pressão decai de -0,5 KPa para -1,2 KPa, apenas com o aumento de 8° no ataque. pela teoria, queda de pressão no extradorso significa força de sustentação agindo, mas até que ponto essa turbulência afeta essa sustentação é a questão chave.

#### 4) Ataque 10°

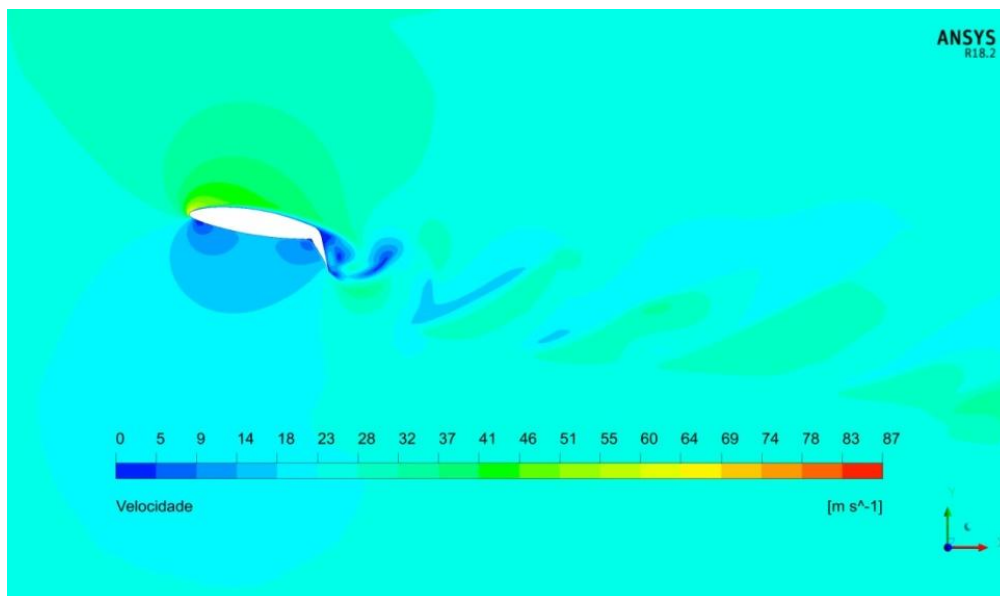
Figura 51 - Distribuição de Pressões do NACA 65(2)415 A10F55



Fonte: Do autor (2019).

A pressão continua caindo com o aumento do alfa, ao ponto que a velocidade no extradorso aumenta.

Figura 52 - Distribuição de velocidades do NACA 65(2)415, alfa = 10°.

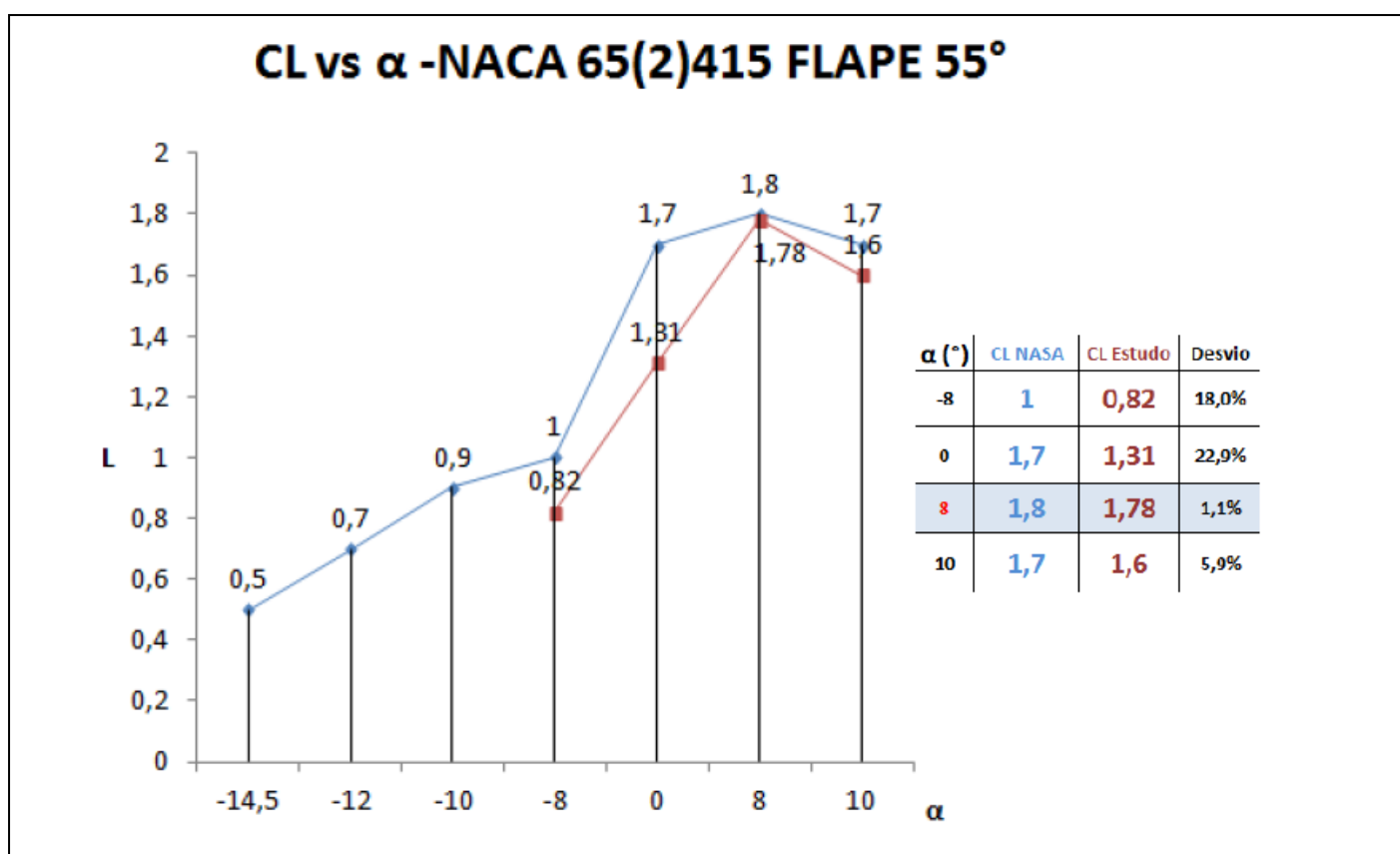


Fonte: Do autor (2019).

### 4.2.3 Comparação dos resultados com os testes experimentais da NASA

Sobre os valores de  $C_L$  obtidos com cada iteração simulada, foi gerado o gráfico/tabela 4, que converge os resultados experimentais da NASA e o presente estudo computacional.

Tabela 4- Comparação entre os valores de  $C_L$  e ângulo de ataque



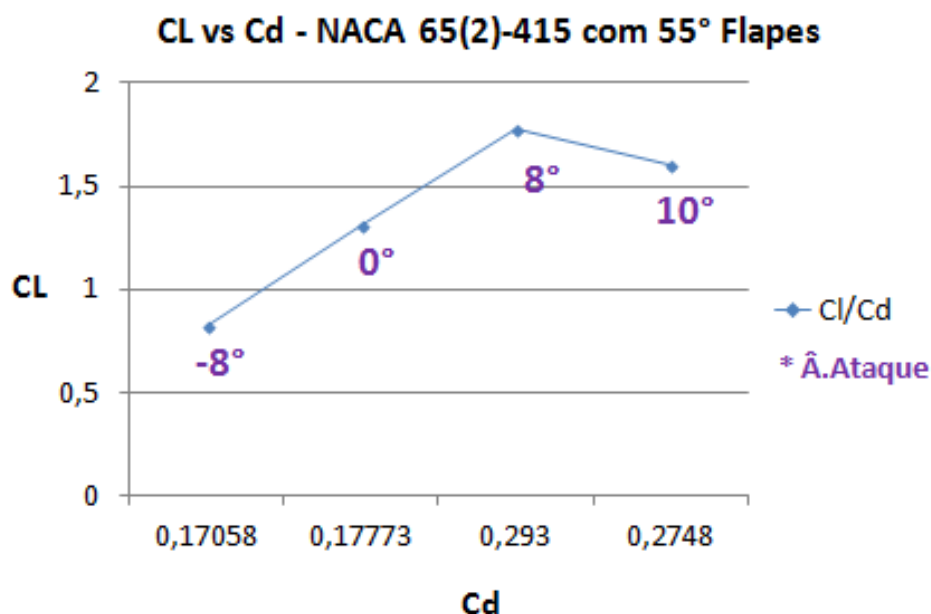
Fonte: Do autor (2019).

Como pode ser percebido no gráfico/tabela 4, a curva gerada no Ansys mantém o mesmo perfil que a curva experimental, mostrando uma maior diferença no ângulo de ataque de 0° (cerca de 20%), mas aproximando muito bem os outros valores, e inclusive o ponto de inflexão das curvas é semelhante, considerando que o ângulo de estol ocorre na verdade aos 6° (figura 2). Sendo o estol uma das informações mais importantes na construção e operação dos aviões, o fato da

análise numérica ter aproximado muito bem o valor experimental demonstra ser uma boa forma de avaliar pontos críticos do desempenho do aerofólio.

No gráfico abaixo é construída a curva  $C_L$  vs  $C_d$  da simulação.

Tabela 5 - Comparação entre os valores de  $C_L$  e  $C_D$  da simulação computacional.



Fonte: Do autor (2019).

Como mencionado anteriormente, a análise da distribuição das pressões e velocidades dá uma boa noção do que ocorre, mas é necessário comparar os coeficientes de sustentação e arrasto para saber os pontos críticos (estol). Na figura acima é possível perceber que a inflexão da curva ocorre com o  $\alpha = 8^\circ$ , o que na verdade seria já verificado nos  $6^\circ$  (caso esse ângulo fosse estudado). Como foi escolhido estudar as características do escoamento antes e depois do estol, é justificado. A proximidade entre os valores obtidos pela simulação computacional e os obtidos pela NASA em 1950, permitem constatar que apesar da defasagem entre os valores, as curvas de  $C_L$  vs ângulo de ataque evoluem de forma semelhante.

## 5. Conclusões

Foi efetuada a modelagem do NACA 65(2)-415 como proposto, de forma simplificada, com flapes embutidos, foram efetuadas as simulações propostas do aerofólio estudado em alguns ângulos de ataque interessantes ao estudo. A verificação do código numérico mostrou uma boa aproximação de uma iteração crítica analisada (estol, desvio de 1,1% no valor de  $CL$ ), e foi possível aproximar o comportamento das iterações estudadas aos valores obtidos pela NASA, apresentando alguns desvios mas comportamento semelhantes, baseados nos valores de  $CL$ ,  $C_d$  em ângulos críticos. De forma simplificada, o comportamento da curva é semelhante, mostrando relevância à esta aproximação simplificada. Pode-se concluir que a aproximação experimental permitiu reproduzir o comportamento das variáveis que foram testadas e mensuradas de forma prática pela NASA, mostrando que o estol do aerofólio ocorre no mesmo ponto como o previsto. Pode-se concluir ainda que o estudo dos coeficientes de sustentação e arrasto são os pontos chaves para estimar o comportamento de um aerofólio submetido ao escoamento, pois a interação entre eles que irá predizer as características e limites operacionais das aeronaves. A NASA buscou entender como as variáveis se alteram de forma conjunta (iterações), e foram reproduzidas alguma dessas iterações, chegando à resultados promissores.

## REFERÊNCIAS

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V. **Theory of wing sections, including a summary of airfoil data**. [S.l.]: Courier Corporation, 1959.

AIRFOILTOOLS. **NACA 65(2) 415 details**. Disponível em: *Airfoiltools.com*, acesso: 27/07/2019

ANDERSON JUNIOR, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. McGraw-Hill, 2001.

ANDERSON, J. D. **Computational Fluid Dynamics: The basics with applications**. 1. ed. New York: McGraw-Hill, 1995.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 1985.

ANDERSON, John, David. **Aircraft performance and design**- 5.ed.-- New York: ed. McGraw-Hill, 1999. 580p.

BRUNETTI, F. **Mecânica dos fluidos**. - 2 ed.-- São Paulo: Ed. Pearson Prentice Hall, 2008. 448p.

CARVALHO, José Felipe T. **Aplicação da fluidodinâmica computacional de diferentes modelos de turbulência com dados experimentais e analíticos**.2015. 69 f. Trabalho de conclusão de curso (Graduação) - Engenharia Mecânica, Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2015.

CHEMIN, Beatris Francisca. **Manual da Univates para trabalhos acadêmicos: planejamento, elaboração e apresentação**. - 3. ed. -- Lajeado: Ed. da Univates, 2015. 315 p.

COLLIS, J.; HUSSEY, R. **Pesquisa em Administração: um guia prático para alunos de graduação e pós-graduação**. 2. ed. Porto Alegre: Bookman, 2005.



FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J.; **Introdução à Mecânica dos fluidos**. 6. ed.-- Ed. LTC, Rio de Janeiro, 2006.

FOX, R.W.; MCDONALD, A.T.; PRITCHARD, P.J. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. - 8.ed.-- Ed. LTC, 2013.

GIL, A. C. **Como elaborar projetos de pesquisa**. 5. ed. São Paulo: Atlas, 2010.

HANSEN, J.R. **The wind and beyond: Documentary Journey Into the History of Aerodynamics in America**. - ed.2-- Reinventing the Airplane. Washington. NASA History Division - 2009.

HAUKE, G. **An Introduction to Fluid Mechanics and Transport Phenomena: Fluid mechanics and its applications**. Vol. 86. Springer: Espanha, 2008.

HENN, É. L. **Máquinas de Fluido**. Santa Maria: Editora UFSM, 2012.

HOMA, Jorge M. **Aerodinâmica e teoria do voo**.- 28. ed. São Paulo: Ed. Asa, 2010.123p.

HORTON, Elmer A.; RACISZ, Stanley F.; PARADISO, Nicholas J. **Investigation of Boundary-layer Control to Improve the Lift and Drag Characteristics of the NACA 65(sub 2)-415 Airfoil Section with Double Slotted and Plain Flaps**. NASA. Langley Aeronautical Lab.; Langley Field, VA, United States, 1950.

INSTITUTO ESSS DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO - IESSS. OLIVEIRA, J. A. A. J. **Escoamentos turbulentos**. Brasil: Notas de Aula, 2011.

KARTHIK, T. S. D. **Turbulence models and their applications**. Department of Mechanical Engineering IIT Madras: 10th Indo German Winter Academy, 2011.

MARCONI, M. A.; LAKATOS, E. M. **Fundamentos da metodologia científica**. 6. ed. São Paulo: Atlas, 2009.

MARTINS, Heloísa Helena T. de Souza. **Metodologia qualitativa de pesquisa**. *Educação e pesquisa*, São Paulo: USP, v. 30, n. 2, p.289-300, maio/ago. 2004.

MASON, W.H. **Configuration Aerodynamics Course**. High-Lift Aerodynamics. Cap.8. Virginia: Aerospace and Ocean Engineering, 2006.

MUELLER, T. J. **Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications**. [S.l.: s.n.], 2001.

MUNSON, Bruce R.; YOUNG, Donald F.; OKIISHI, Theodore H. **Fundamentos da mecânica dos fluidos**.- 1 ed.--São Paulo: Edgard Blücher, 2004.

OBEID, S.; Jha, R.; Ahmadi, G. **RANS Simulations of aerodynamic performance of NACA 0015 Flapped Airfoil**. *Fluids Open Access Journal*. 2017.

OLIVEIRA, S. L. de. **Tratado de metodologia científica: projetos de pesquisas, TGI, TCC, monografias, dissertações e teses**. 2. ed. São Paulo: Pioneira, 1999.

PEREIRA, Ivo A. B. B. **Escoamento turbulento em torno de um cilindro a baixo número de Reynolds**. Comparação entre modelos de turbulência. 2010. 75 f. Dissertação (Mestrado) - Mestrado integral em Engenharia Mecânica, Faculdade de Engenharia da Universidade de Porto, Porto, 2010.

RICHARDSON, R. J. **Pesquisa social: métodos e técnicas**. São Paulo: Atlas, 1999.

RODRIGUES, L.E.M.J., **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE Aerodesign: Aerodinâmica e desempenho**. Salto/SP - 2014.

RUDIO, F. V. **Introdução ao projeto de pesquisa científica**. 9. ed. Petrópolis: Vozes, 1985.

RUDOLPH, Peter K. C. **High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airlines**. NASA Contractor Report4746 -- Seattle: NASA Technical Reports Server, 1996.

SOUSA, B. S. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Otimização Mono e Multiobjetivos**. 2008. 154 f. Dissertação (Mestre em Engenharia Mecânica). Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá. Itajubá, 2008.

SOUZA, Zulcy de. **Projeto de máquinas de fluxo: Tomo I, base teórica e experimental**. Rio de Janeiro: Interciência; Minas Gerais: Acta, 2011.

SPALART, P.R. **Strategies for turbulence modelling and simulations**. International Journal of Heat and Fluid Flow.-2000.

TALAY, Theodore A. **Introduction to the aerodynamics of flight**. Virginia. Scientific and Technical Information Office - NASA. 1975

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method**.- 2. ed.-- Harlow: Ed. Pearson, 2007. 503p.

VIEIRA, Rui Carlos C. **Atlas de mecânica dos fluidos**.São Paulo. Ed. Edgard Blücher, 1971. 281 p.

WHITE, Frank M. **Fluid Mechanics**. ed. 4.-- Ed. Mcgraw-Hill, 1998,.

WILCOX, David C. **Turbulence Modeling for CFD**. 1. ed. La Canada, California, DCW Industries, Inc., 1993.



**UNIVATES**